

ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО
"КОНСТРУКТОРСЬКЕ БЮРО "ПІВДЕННЕ" ІМЕНІ М.К. ЯНГЕЛЯ"
ДЕРЖАВНЕ КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
"КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО"
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Кваліфікаційна наукова праця
на правах рукопису

МАСЛЄЙ ВОЛОДИМИР МИКИТОВИЧ

УДК 539.3+534.13+629.783

ДИСЕРТАЦІЯ

**МІЦНІСТЬ КОМПОЗИЦІЙНИХ ТЕРМОРОЗМІРОСТАБІЛЬНИХ
СИЛОВИХ КОНСТРУКЦІЙ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ
ПРИ ДИНАМІЧНОМУ НАВАНТАЖЕННІ**

05.02.09 – ДИНАМІКА ТА МІЦНІСТЬ МАШИН

ТЕХНІЧНІ НАУКИ

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело


В.М. Маслей
(підпис, ініціали та прізвище здобувача)

Науковий керівник Рудаков Костянтин Миколайович
доктор технічних наук, професор

КИЇВ – 2018

АНОТАЦІЯ

Маслей В.М. Міцність композиційних терморозміростабільних силових конструкцій космічних апаратів при динамічному навантаженні. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.02.09 – динаміка та міцність машин. – Державне підприємство "Конструкторське бюро "Південне" імені М.К. Янгеля", Державне космічне агентство України, Дніпро; Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського", Міністерство освіти і науки України, Київ, 2018.

Дисертаційна робота присвячена науковому обґрунтуванню та розробці методів створення композиційних терморозміростабільних (ТРС) силових конструкцій космічних апаратів (КА) і оптичних сканерів високої роздільної здатності (СВРЗ) для космічних апаратів дистанційного зондування Землі, із заданими технічними характеристиками, в частині забезпечення їх достатньої розмірної стабільності (РС, жорсткості) та міцності при динамічному навантаженні на етапі виведення на орбіту, при мінімальній вазі.

Актуальність цього дослідження обумовлена прийняттям Національних космічних програм України, пріоритетним завданням яких визначено створення космічних систем дистанційного зондування Землі, зокрема, в оптичному діапазоні. Головним виконавцем цих програм призначено ДП «КБ «Південне». В процесі виконання програм виявилось, що досягнення поставленої мети неможливо без переходу на терморозміростабільні конструкції як самого космічного апарату, так і сканерів високої роздільної здатності.

Визначилися, що, оскільки першочергова мета – отримати ТРС силові конструкції КА та СВРЗ, то потрібно реалізовувати таку причинно-наслідкову послідовність: спочатку – забезпечення ТРС, потім – РС і лише

потім – міцності та ресурсу. Всі ці характеристики взаємопов'язані, тому повинні розглядатися в комплексі.

Основою силових ТРС конструкції КА є панельна, оболонкова або рамна конструкція, з місцями для кріплення апаратури, з отворами тощо. Кожен КА після виготовлення повинен пройти цикл випробувань. Оскільки космічні старту на території України відсутні, то неминуче перевезення КА на великі відстані. При запуску ракети-носія (РН) в перші секунди і РН, і КА з корисним навантаженням зазнають велике прискорення, значну вібрацію та акустичне навантаження. А наслідком руху КА по орбіті Землі, із заходом його в тінь Землі та виходом з неї під вплив сонячного опромінювання, є термічні цикли, які призводять до температурних деформацій. Тому до силових конструкцій КА та СВРЗ пред'являють низку вимог.

Проблему отримання ТРС силових конструкцій вирішили застосуванням оболонок та пластин із ПКМ (шаруватих композиційних матеріалів з вуглецевим стрічковим наповнювачем та полімерною основою), а також стільникових панелей (комбінації пластин з ПКМ зі стільниковим проміжним шаром, виконаним з алюмінієвої фольги). Потрібне, навіть від'ємне, значення коефіцієнта температурного лінійного розширення (КТЛР) в головному напрямку одержували, комбінуючи шари з різними кутами намотування вуглецевих нитей, завдяки великій розбіжності у значеннях КТЛР кожного окремого шару ПКМ у різних напрямках та ефекту Пуассона. Ця теоретична основа закладена в розроблений аналітичний метод проектування, який застосований на практиці при створенні композиційних ТРС силових конструкцій КА класу "Січ-2М".

Цьому методу визначено такий алгоритм. Обираються матеріали для створення композиції вуглецевої нитки та епоксидної смоли; визначаються їх модулі пружності та КТЛР (реальні значення з натурних випробувань). Подальші дії – розрахункові. Призначаються декілька пробних, симетричних відносно середини товщини, схем армування пластини або стінки оболонки. Схема армування повинна містити деяку частину волокон, орієнтованих

вздовж головного напрямку, а інших – під кутами, що варіюється. Відношення цих частин є додатковим параметром K , що теж варіюється. Створюються скінченно-елементні моделі з одного шаруватого тривимірного скінченного елемента (СЕ) у формі куба з розміром сторін, який дорівнює половини товщини пластини або стінки оболонки. На них імітуються такі схеми деформування, що дозволяють за результатами розрахунків моделей визначитися з "еквівалентними" модулями пружності та КТРЛ в головних осях ортотропії. За результатами обчислень для конкретних комбінацій марок вуглецевої стрічки та епоксидної смоли, а також схем укладання й параметра K , будуються графіки зміни отриманих характеристик в головному напрямку. З цих графіків обирають схеми укладання, які забезпечують потрібний (близький до нуля та від'ємний) коефіцієнт температурного лінійного розширення в головному напрямку. При цьому стежать, щоб жорсткість (через модулі пружності) могла задовольняти вимогам розмірної стабільності майбутньої конструкції при силовому навантаженні.

Із спроектованих за таким методом ПКМ створюються дослідні зразки елементів конструкцій. Зокрема, для конструювання композиційного ТРС корпусу оптичного СВРЗ (оболонкового типу), при цьому застосовується створена інженерна методика розрахунків майбутніх показників цього корпусу. Крім того, такі пластини з ПКМ застосовуються в стільникових композиційних панелях, середній шар яких виконаний з тонкої алюмінієвої фольги.

Проведені натурні термостатичні випробування отриманих дослідних зразків силових конструкцій показали, що їх характеристики відповідають вимогам технічного завдання щодо характеристик ТРС, РС (жорсткості) та ваги.

Характеристики жорсткості та міцності створених силових конструкцій КА, виконаних на основі ПКМ та стільникових композиційних панелей, аналізували чисельними розрахунками імітаційних комп'ютерних моделей, із застосуванням методу скінченних елементів (МСЕ).

Розроблена наукова основа створення адекватних скінченно-елементних моделей ТРС силових конструкцій із шаруватих ПКМ і стільникових панелей. Для цього проаналізовано можливі варіанти застосування різних скінченних елементів (СЕ): двовимірних, тривимірних, шаруватих тощо, створено декілька варіантів характерних моделей, проведена їх розрахункова верифікація, зроблені висновки. Зокрема, визначено, що стільникові панелі корпусу блока корисного навантаження космічного апарату "Січ-2М" потрібно розраховувати із застосуванням пошарового їх моделювання, оскільки показано, що застосування моделей тонкостінних пластин та оболонок на основі "еквівалентних" пружних характеристик призводить до підвищених похибок визначення власних частот коливань конструкції.

Оскільки повертання КА на Землю не передбачається, то дуже актуальним є розробка та застосування методів та алгоритмів розрахунків силових елементів КА на міцність при різних варіантах навантаження.

На основі розрахунків в ANSYS APDL і за розробленою методикою визначені характеристики напружено-деформованого стану та проведена оцінка міцності панелі корпусу блока корисного навантаження (БКН) космічного апарату "Січ-2М" при навантаженнях, виникаючих при запуску на орбіту космічного апарату (прискорення, гармонійна та випадкова вібрація).

Зокрема, отримано, що для досліджуваних режимів гармонійних коливань панелі корпусу БКН максимальні амплітуди поздовжніх вібраційних прискорень кронштейнів порядку $12g$ відповідають першим двом резонансним частотам 56.7 Гц та 68.6 Гц. При цьому максимальний коефіцієнт підсилення амплітуд поздовжніх вібраційних прискорень панелі корпусу БКН при 5% демпфіруванні дорівнює 16 . Також отримано, що максимальне значення коефіцієнта підсилення прискорень центра мас оптичного СВРЗ становить приблизно 11 і спостерігається на другій власній частоті 68.6 Гц поперечних коливань панелі корпусу БКН. Виявлено, що при вібраційному навантаженні максимальні амплітуди еквівалентних

напружень за Мізесом ≤ 95.5 МПа мають місце в композиційних пластинах, кронштейнах, трубах панелі корпусу БКН. Проведена (за методом Ейлера) оцінка стійкості панелі корпусу БКН.

Теоретичні розробки, підтверджені чисельними результатами та натурними випробуваннями, дозволили сформулювати документи (методичні рекомендації, методики), які є загальними для прийняття обґрунтованих конструкторських рішень та проведення перевірочних розрахунків композиційних силових конструкцій КА на основі ПКМ та стільникових панелей. Ці методики є універсальними для аналогічних об'єктів космічного призначення.

Результати досліджень були впроваджені та використовуються в Державному підприємстві "Конструкторське бюро "Південне" імені М.К. Янгеля" (м. Дніпро).

Ключові слова: полімерні композиційні матеріали, багат шарові вуглепластикові пластины, стільникові панелі, оптичний сканер Землі, гармонійні вібрації, випадкові вібрації, скінченно-елементне моделювання, пружні характеристики, напружено-деформований стан, міцність.

SYMMARY

Maslyey V.M. – Strength of Composite Thermo-Dimensionally Stable Load-Bearing Structures of Spacecraft under Dynamic Loads. – Qualifying scientific work as the manuscript.

Dissertation for the degree of Candidate of Science (Engineering) in the specialty 05.02.09 – Dynamics and Strength of Machines. – Yuzhnoye State Design Office, State Space Agency of Ukraine, Dnipro; National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”, Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, 2018.

The dissertation work deals with scientific justification and development of the methods to create thermo-dimensionally stable (TDS) load-bearing structures of spacecraft (SC) and high-resolution optical scanners (HROS) for Earth remote

sensing spacecraft, with specified technical characteristics in respect of ensuring their sufficient dimensional stability (DS, stiffness) and strength under dynamic loads in orbital injection phase, at minimal weight.

The topicality of this investigation arise from adoption of the National Space Programs of Ukraine whose priority task was determined to be creation of Earth remote sensing space systems, particularly, in optical range. The prime executor of these programs was assigned to be Yuzhnoye SDO. In the process of programs fulfilling, it was found that achievement of the purpose in view is impossible without transition to thermo-dimensionally stable structures both of spacecraft itself and of high-resolution scanners.

It was determined that as the priority objective is to obtain TDS load-bearing structures of SC and HROS, it is required to realize the following cause-effect sequence: at first – ensuring TDS, then DS and only after that – strength and endurance. All these characteristics are interrelated and therefore they should be considered in package.

The basis of load-bearing TDS SC structures is the panel, shell or frame structure, with equipment attachment points, holes, etc. Each SC after manufacturing must pass the test cycle. As the space launches are not made in the territory of Ukraine, SC transportation to great distances is inevitable. During launch vehicle (LV) launch in the first seconds both LV and SC with payload experience high acceleration, considerable vibration and acoustic loads. And a consequence of SC motion in Earth orbit with its entering into Earth shadow and leaving it to under the effects of solar radiation are thermal cycles that cause temperature deformations. Therefore a number of requirements are imposed on the SC and HROS load-bearing structures.

The problem of obtaining TDS load-bearing structures was solved through the use of shells and plates made of PCM (layered composite materials with carbon band filler and polymer base) and honeycomb panels (combination of PCM plates with honeycomb intermediate layer made of aluminum foil). The required, even negative, value of linear thermal expansion coefficient (LTEC) in main direction

was obtained through combining the layers with different angles of carbon fiber winding due to the great divergence in LTEC values of each separate PCM layer in different directions and due to Poisson effect. This theoretical basis is built in the developed analytical designing method, which was used in practice during creation of TDS load-bearing structures of Sich-2M class SC.

The following algorithm was defined for this method. The materials are selected to create a mixture of carbon fiber and epoxy resin; their elasticity moduli and LTEC are determined (real values from full-scale tests). The further actions are calculations. Several trial, symmetrical relative to thickness middle, schemes of reinforcing the plate or shell wall are assigned. The reinforcing scheme must contain a certain part of fibers oriented along the main direction and the others- at varying angles. The ratio of these parts is the additional parameter K , which also varies. The final-element models are created from one layered three-dimensional final element (FE) in the form of a cube with the dimension of side, which is equal to half-thickness of plate or shell wall. On them, the deformation schemes are simulated that allow (based on models calculation results) determining the “equivalent” elasticity moduli and LTEC in main orthotropy axes. Based on calculation results for specific brands of carbon band and epoxy resin and for laying schemes and K parameter, the graphs of obtained characteristics variation in the main direction are constructed. Based on these graphs, the laying schemes are selected that ensure the required (close to zero and negative) coefficient of linear thermal expansion in the main direction. In doing so, one takes care that the stiffness (through elasticity moduli) could meet the requirements of dimensional stability of a future structure under load.

From the PCM designed by such method, the test samples of structural elements are created. In particular, to design the composite TDS case of optical HRS (of shell type); in this process, the created engineering procedure is used for calculation of future indices of that case. Besides, such plates made of PCM are used in honeycomb composite panels whose middle layer is made of thin aluminum foil.

The full-scale thermostatic tests of obtained load-bearing structures test samples showed that their characteristics meet the technical specification requirements in respect of TDS, DS (stiffness) and weight.

The stiffness and strength characteristics of manufactured SC load-bearing structures made on the basis of PCM and honeycomb composite panels were analyzed by numerical calculations of simulating computer models with the use of finite element method (FEM).

The scientific basis was developed for creation of adequate finite-element models of TDS load-bearing structures made of layered PCM and honeycomb panels. For this purpose, possible options of using different finite elements (FE) were analyzed: two-dimensional, three-dimensional, layered, etc.; several versions of characteristic models were created, their calculated verification was performed, conclusions were made.

In particular, it was determined that the honeycomb panels of Sich-2M spacecraft payload unit shall be calculated using their layer-by-layer modeling, as it was shown that the use of models of thin-wall plates and shells based on “equivalent” elastic characteristics lead to increased errors in determining natural frequencies of structure oscillations.

As SC return to the Earth is not planned, development and application of the methods and algorithms of SC load-bearing elements strength analyses under different loading options are of current interest.

Based on the calculations in ANSYS APDL and according to the developed procedure, the characteristics of deflected mode were determined and the strength of Sich-2M SC payload unit (PLU) case panel was evaluated under loads arising during spacecraft launch into orbit (acceleration, harmonic and random vibrations).

In particular, it was found that for the investigated modes of PLU case panel harmonic oscillations, the maximal amplitudes of longitudinal vibration accelerations of brackets in the order of 12g correspond to the first two resonance frequencies 56.7 Hz and 68.6 Hz. In this case, the maximal coefficient of amplification of longitudinal vibration acceleration amplitudes of PLU case panel

at 5 % damping is equal to 16. Besides, it was found that the maximal values coefficient of amplification of HROC center of mass accelerations is approximately 11 and is observed on the second natural frequency 68.6 Hz of PLU case panel lateral oscillations. It was determined that at vibration loading, the maximal amplitudes of equivalent stresses according to Mises ≤ 95.5 MPa are present in the composite plates, brackets, pipes of PLU case panel. The evaluation of PLU case panel durability was made (by Euler method).

The theoretical developments confirmed by calculation results and full-scale tests allowed formulating the documents (methodological recommendations, procedures) which are general guidelines for making well-founded design decisions and conducting checking calculations of SC load-bearing structures based on PCM and honeycomb panels.

These procedures are universal for analogous space hardware.

The results of investigations were put into practice and are used at Yuzhnoye State Design Office (Dnipro city).

Keywords: polymer composite materials, multi-layer carbon plastic plates, honeycomb panels, optical Earth scanner, harmonic vibrations, random vibrations, finite-element modeling, elastic characteristics, deflected mode, strength.

Список публікацій здобувача за темою дисертації

1. Борщева Г.А. Структура и основные характеристики космической системы "Сич-2" / Г.А. Борщева, В.Н. Маслей, Ю.А. Шовкопляс, Е.Д. Ярмольчук // Государственно предприятие "Конструкторское Бюро "Южное" им. М.К. Янгеля". "Космическая техника. Ракетные вооружения": Научно-технический сборник. Выпуск 2(109). Днепропетровск, 2015. – С. 16-24.

2. Вайсерио М.В. Конструктивные особенности платформы малого космического аппарата "Січ-перспектива" / М.В. Вайсерио, М.Г. Добрушина, В.В. Кавун, В.Н. Маслей, С.И. Москалев, Ю.А. Шовкопляс, А.П. Щудро // Государственно предприятие "Конструкторское Бюро "Южное" им. М.К. Янгеля". "Космическая техника. Ракетные вооружения": Научно-

технический сборник. Выпуск 2(109) , Днепропетровск, 2015. – С. 25-29.

3. Маслей В.Н. Методы проектирования изделий из полимерных композиционных материалов / В.Н. Маслей, А.С. Кулик // Космічна наука і технологія [Space Science and Technology], 2017. – Т. 23. – № 5(108). – С. 44-48.

4. Добрушина М.Г. Аспекты разработки размеростабильной конструкции сканера высокого разрешения / М.Г. Добрушина, В.В. Кавун, Д.А. Галабурда, В.Н. Маслей, С.И. Москалев, И.Н. Боклагова, С.И. Кушниренко // Технологические системы, 2017. – № 3(80). – С. 87–92.

5. Маслей В.Н. Анализ терморазмеростабильной несущей конструкции прибора полезной нагрузки космического аппарата / В.Н. Маслей, А.С. Кулик // Научно-технический журнал "Авиационно-космическая техника и технология" Национального аэрокосмического университета имени Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", Харьков, 2017. – 5/140. – С. 31-35.

6. Маслей В.Н. Определение динамических характеристик многослойных углепластиковых пластин конструкции сканера высокого разрешения / В.Н. Маслей, М.Г. Кришук // Mechanics and Advanced Technologies. – #2(80), 2017. – С. 45-51. DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2521-1943.2017.80.109689>

7. Маслей В.Н. Анализ прочности композитной сотовой панели сканера космического аппарата при гармонических вибрациях на этапе выведения на орбиту / В.Н. Маслей, Н.Г. Кришук, А.С. Цыбенко // Mechanics and Advanced Technologies. #1 (82), 2018. – С. 34-42.

8. Вайсерио М.В. Платформа малого космического аппарата нового поколения / М.В. Вайсерио, В.Н. Маслей, Ю.А. Шовкопляс, С.И. Москалев, В.В. Кавун, Д.А. Галабурда, М.Г. Добрушина, А.П. Щудро // 5-я Международная конференция "Космические технологии: настоящее и будущее". Тезисы докладов. 19-21 мая 2015 г., Днепропетровск, Украина. – С. 36.

9. Development of dimensionally stable structure of drawtube of optical device made of composite material / A. Kulyk, V. Masley, S. Moskalov, V. Kavun,

A. Sanin, A. Schudro // 67-th International Astronautical Congress 2016. – Guadalajara, Mexico – IAC-16.C2.2.2.

10. Кулик А.С. Исследование терморазмеростабильности сотовпанельной несущей конструкции оптической полезной нагрузки с использованием лазерно-оптических устройств / А.С. Кулик, В.Н. Маслей, В.В. Кавун, А.Т. Кудреватых, С.И. Москалев, Ю.В. Сохач, А.П. Щудро // 17-та Українська конференція з космічних досліджень. Тези доповідей. 21-25 серпня 2017, м. Одеса, Україна. – С. 133.

11. Maslyey V. Development of dimensionally stable structure of drawtube of optical device made of composite material / V. Maslyey, A. Kulyk, A. Sanin, S. Moskal'ov, V. Kavun, A. Schudro // European Commission funded International Workshop "Materials resistant to extreme conditions for future energy systems", 12-14 June 2017, Kyiv – Ukraine. P. 72. Book of abstracts.

12. Маслей В.М. Імітаційне моделювання в задачах проектування термостабільних конструкцій сканерів високої здатності із композиційних матеріалів // В.М. Маслей, М.Г. Кришук // Матеріали XVIII Міжнародної науково-технічної конференції: "Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта" 29 червня – 01 липня, 2017 р. м. Київ, Україна. С. 15-16.

13. Маслей В.Н. Особенности создания терморазмеростабильных конструкций из композиционных материалов / В.Н. Маслей, А.С. Кулик, В.С. Хорошилов, В.М. Попель // Матеріали XVIII Міжнародної науково-технічної конференції: "Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта" 29 червня – 01 липня, 2017, Київ, Україна. – С. 86-87.

14. Маслей В.Н. Моделирование гармонических и случайных вибраций панельной платформы сканера космического аппарата на этапе выведения / В.Н. Маслей, Н.Г. Кришук, А.С. Цыбенко // Матеріали XIX Міжнародної науково-технічної конференції: «Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта» 19 – 22 червня, 2018, Київ, Україна. – С. 197-200.

ЗМІСТ

	стор.
Позначення	16
Вступ	18
Розділ 1 Терморозміростабільні конструкції космічних апаратів та сканерів високої роздільної здатності для космічних апаратів класу "Січ", основні науково-технічні проблеми їх створення (огляд) . . .	24
1.1 Різновиди українських космічних апаратів для дистанційного зондування Землі	24
1.2 Теплові режими космічних апаратів в космосі	32
1.3 Розмірна та температурна розмірна стабільність силових конструкцій космічних апаратів зі сканерами високої роздільної здатності та шляхи її досягнення	33
1.4 Конструктивні вимоги до терморозміростабільних силових конструктивних елементів космічних апаратів зі сканерами високої роздільної здатності	35
1.5 Методичне забезпечення проектування та розрахунків несучих конструкцій КА та СВРЗ. Інформаційні технології супроводження життєвого циклу космічних апаратів	38
1.6 Основні проблеми застосувань композиційних матеріалів у КА	39
1.7 Висновки та постановка задачі досліджень	42
Розділ 2 Теоретичні основи проведення розрахунків на міцність для композиційних терморозміростабільних конструкцій космічних апаратів класу "Січ-2М"	45
2.1 Основні рівняння теорії термопружності	45
2.2 Основні рівняння методу скінченних елементів	48
2.3 Знаходження власних частот та форм коливань об'єктів	51
2.4 Знаходження амплітудно-частотних характеристик об'єктів, підданих гармонійному навантаженню, за методом суперпозиції мод	53

2.5	Розрахунки об'єктів під дією випадкових вібрацій	59
2.6	Визначення пружної втрати стійкості елементів конструкцій за методом Ейлера із застосуванням методу скінченних елементів .	66
2.7	Про еквівалентні характеристики шаруватих композиційних матеріалів і методи їхнього визначення	67
2.8	Феноменологічні критерії міцності шаруватих композиційних матеріалів	70
2.9	Висновки з розділу	74
Розділ 3 Методики прийняття обґрунтованих конструкторських рішень створення та вдосконалення композиційних ТРС силових конструкцій СВРЗ для КА класу "Січ-2М"		
3.1	Загальна характеристика ТРС корпусу оптичного СВРЗ	76
3.2	Теоретична основа аналітичного методу проектування композиційної ТРС оболонкової конструкції з ПКМ	77
3.3	Інженерна методика конструювання композиційного ТРС корпусу оптичного СВРЗ	85
3.4	Традиційна методика випробування ТРС корпусу оптичного СВРЗ	89
3.5	Про прецензійну методику випробування терморозміростабільності несучих конструкцій КА класу "Січ-2М"	93
3.6	Висновки з розділу	95
Розділ 4 Методики створення обґрунтованих скінченно-елементних моделей ТРС силових конструкцій СВРЗ для КА класу "Січ-2М"		
4.1	Загальна характеристика скінченно-елементних моделей тонкостінних конструкцій з шаруватих композитів і композитів із стільниковим наповнювачем	96
4.2	Загальна характеристика композитної ТРС панелі корпусу блока корисного навантаження КА	100
4.3	Розрахунок "ефективних" фізико-механічних характеристик моделі матеріалу багат шарової композитної плити	106
4.4	Верифікація скінченно-елементних моделей багат шарової плити	

з "ефективними" фізико-механічними характеристиками	112
4.5 Розрахунок "ефективних" фізико-механічних характеристик моделі матеріалу багат шарової стільникової плити	116
4.6 Верифікація скінченно-елементних моделей тришарової стільникової композитної панелі	123
4.7 Висновки з розділу	132
Розділ 5 Чисельне моделювання напружено-деформованого та збуд- женого вібраціями стану композиційних терморозміростабільних силових елементів космічних апаратів зі сканерами високої роздільної здатності	133
5.1 Загальна характеристика скінченно-елементної моделі терморозміростабільної панелі корпусу блока корисного навантаження КА	133
5.2 Характеристики напружено-деформованого стану панелі корпусу блока корисного навантаження КА під дією статичних інерційних навантажень	135
5.3 Частотний аналіз панелі корпусу блока корисного навантаження КА	143
5.4 Характеристики напружено-деформованого стану панелі корпусу блока корисного навантаження КА при гармонійних навантаженнях (вібраціях)	146
5.5 Характеристики напружено-деформованого стану панелі корпусу блока корисного навантаження КА при вібраціях випадкового характеру	153
5.6 Міцність та стійкість елементів панелі корпусу блока корисного навантаження КА при інерційному навантаженні та вібраціях гармонійного та випадкового характеру	159
5.7 Висновки з розділу	162
Висновки	164
Список літератури	166
Додатки	184

ПОЗНАЧЕННЯ

Символьні позначення

E_{mnij}	Компоненти матеріального тензора модулів пружності
N	Зусилля, Н
u	Переміщення, мм
$\{q\}$	Вектор вузлових переміщень, мм
$\Phi(\Omega)$	Передаюча функція АЧХ
X, Y, Z	Осі декартової системи координат

Грецькі символи

σ_{ij}	Компоненти тензора напружень, МПа
ε_{ij}	Компоненти тензора деформацій
σ	Максимальне нормативне відхилення
Ω	Об'єм, мм ³ . Колова частота збуджуючої сили, 1/рад.
ξ	Коефіцієнт стаціонарного (постійного) демпфування

Підрядкові й нарядкові індекси

i, j, m, n	Порядкові номери
$Mizes$	Мізес – прізвище вченого (критерій)
max	Показник максимального значення
min	Показник мінімального значення

Абревіатури

3D	Трьохвимірний
АЧХ	Амплітудно-частотна характеристика
БАП	Блок апаратурний платформи
БКН	Блок корисного навантаження
БСК	Базова система координат
ДЗЗ	Дистанційне зондування Землі
ДП	Державне підприємство
КА	Космічний апарат

КБ	Конструкторське бюро
КМ	Композиційний матеріал
КМД	Критерій максимальних деформацій
КМН	Критерій максимальних напружень
КТЛР	Коефіцієнт температурного лінійного розширення
МАП	Модуль апаратурний платформи
МКА	Малий космічний апарат
МПа	Мегапаскаль – одиниця вимірювання напружень
МСЕ	Метод скінченних елементів
НДС	Напружено-деформований стан
ОЕБ	Оптико-електронний блок
ОМБ	Оптико-механічний блок
ОПБ	Об'єктив приймального блоку
ПЕОМ	Персональна електронно-обчислювальна машина
ПКМ	Полімерний композиційний матеріал на основі вуглецю
СВРЗ	Сканер високої роздільної здатності
СЕ	Скінченний елемент
СКЗ	Середньоквадратичне значення
ТЗ	Технічне завдання
ТРС	Терморозміростабільність
ТРС КА	Терморозміростабільні конструкції КА
DOF	Ступені свободи вузлів
TDS	Thermo-Dimensional Stability – терморозміростабільність

ВСТУП

Актуальність теми

Починаючи з першої Національної космічної програми України, яка була розроблена у 1993 році, і у всіх наступних програмах пріоритетним завданням було визначено створення космічних систем (КС) дистанційного зондування Землі (ДЗЗ). З запуску космічного апарату (КА) "Січ-1" у 1995 році почалося створення національної космічної системи ДЗЗ.

При отриманні завдань по створенню КА зі сканерами високої роздільної здатності ("Січ-2", "Egypatsat-1" – 8 м, "Січ-2М" – 2.5 м, "Sat4EO" – 0.5 м) виявилось, що вирішення цього завдання неможливо без переходу на терморозміростабільні (ТРС) конструкції як самого КА, так і сканерів високої роздільної здатності (СВРЗ).

Таку мету на початку ХХІ сторіччя можна досягнути шляхом застосування композиційних матеріалів (КМ) зі спеціально спроектованою структурою [19]. Саме цей шлях обрали провідні світові фірми, що займаються цією проблематикою [18]. З оглядом на дуже великі витрати на створення нових КА, докладні відомості про здобутки окремих фірм з цих питань принаймні у середньостроковій перспективі не розголошуються.

Основою силових ТРС конструкції КА є панельна, оболонкова або рамна конструкція, з місцями для кріплення апаратури, з отворами тощо. Кожен КА після виготовлення повинен пройти цикл випробувань. Оскільки космічні старты на території України відсутні, то неминуче перевезення КА українського виробництва на великі відстані. При запуску ракети-носія (РН) в перші секунди і РН, і КА з корисним навантаженням зазнають велике прискорення, значну вібрацію та акустичне навантаження. А наслідком руху КА по орбіті Землі, із заходом його в тінь Землі та виходом з неї під вплив сонячного опромінювання, є термічні цикли, які призводять до температурних деформацій. Тому до силових ТРС конструкції КА та СВРЗ пред'являють низку вимог, зокрема:

- міцність, жорсткість та несуча здатність на всьому життєвому циклі: при виготовленні, випробуваннях, транспортуванні на великі відстані, запуску на орбіту, роботі на орбіті;
- висока температурна стабільність форми та розмірів при скануванні поверхні Землі з орбіти;
- багатоциклова термічна витривалість при роботі на орбіті;
- жорсткі обмеження щодо ваги та технологічності виготовлення.

Зі всіх різновидів КМ найбільш перспективними для силових ТРС конструкцій КА та СВРЗ вважаються полімерні КМ на основі вуглецю (ПКМ) [19]. Однак, по-перше, ПКМ мають дуже специфічні властивості порівняно з легкими металами, які традиційно застосовувалися у КА, по-друге, є вартісними внаслідок складної технології виготовлення, а по-третє (як наслідок) – є мало вивченими щодо їх характеристик міцності та механічної й термічної втоми.

Але силові ТРС конструкцій КА та СВРЗ потрібно проектувати, виготовляти, запускати та експлуатувати вже зараз, тому дуже актуальною є задача створення методик та методів, що дозволяють отримувати силові ТРС конструкції КА та СВРЗ у відповідності з ТЗ, зокрема й щодо достатньої міцності та тривалості їх життєвого циклу. Це завдання комплексне та складне, воно потребує наукового обґрунтування та вирішення з єдиних сучасних методологічних підходів.

Оскільки першочергова мета – отримати терморозміростабільні конструкції КА та СВРЗ, то потрібно реалізувати таку причинно-наслідкову послідовність забезпечення: спочатку – терморозміростабільність, потім – розміростабільність (жорсткість) і лише потім – міцність та ресурс. Всі ці характеристики взаємопов'язані, тому повинні розглядатися в комплексі.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами

Дисертаційна робота виконана в ДП "КБ "Південне" імені М.К. Янгеля", яке є головним виконавцем Державних космічних програм України:

1. "Загальнодержавна цільова науково-технічна космічна програма України на 2008-2012 роки", затверджена Законом України від 30 вересня 2008 року № 608-VI. Її завдання:

- "Січ-2" – створення космічної системи для спостереження Землі в оптичному діапазоні;
- "Мікросат" – створення та використання перспективних малих супутників;
- "Оптика" – створення бортових оптико-електронних систем.

2. "Загальнодержавна цільова науково-технічна космічна програма України на 2013—2017 роки", затверджена Законом України від 5 вересня 2013 року № 439-VII. Її завдання:

- "Січ-2-1" – створення оптико-електронної космічної системи (з роздільною здатністю 8 метрів) і забезпечення її функціонування;
- "Січ-2М" – створення космічної оптико-електронної системи (з роздільною здатністю 2.5 метра);
- "Мікросат-М" – проведення наукового космічного експерименту "Іоносат-Мікро".

Є Проект загальнодержавної цільової науково-технічної космічної Програми на 2019-2023 роки. Її завдання: "Січ-3-О" – створення космічної оптико-електронної системи (з роздільною здатністю краще 1 метра).

Дисертаційна робота безпосередньо пов'язана з виконанням вказаних Державних космічних програм України.

Мета й завдання дослідження

Метою дисертації є наукове обґрунтування та розробка методів створення композиційних терморозміростабільних силових конструкцій космічних апаратів і оптичних сканерів високої роздільної здатності для космічних апаратів дистанційного зондування Землі, із заданими технічними характеристиками в частині забезпечення їх достатньої жорсткості та міцності при динамічному навантаженні на етапі виведення на орбіту, при мінімальній вазі.

Для досягнення мети дослідження були поставлені наступні завдання:

- запропонувати та обґрунтувати метод проектування композиційних ТРС силових конструкцій КА та СВРЗ, який забезпечить його статичну міцність;
- запропонувати та обґрунтувати методи перевірочних розрахунків композиційних ТРС силових конструкцій КА та СВРЗ, які забезпечать визначення характеристик їх жорсткості та динамічної міцності при навантаженнях, виникаючих при запуску на орбіту КА (прискорення, гармонійна та випадкова вібрація).

Об’єкт дослідження: терморозміростабільна силова конструкція КА та сканера високої роздільної здатності для КА класу "Січ", виготовлена з полімерного композиційного матеріалу та стільникового наповнювача.

Предмет дослідження: жорсткість та міцність терморозміростабільної силових конструкції КА та СВРЗ для КА класу "Січ", виготовленої з полімерного композиційного матеріалу та стільникового наповнювача.

Методи дослідження. Поставлена в дисертації мета досягається застосуванням теоретичного та комп’ютерного моделювання, з урахуванням складних умов життєвого циклу об’єкта дослідження, а також проведенням підтверджуючих натурних випробувань.

Достовірність отриманих у дисертації результатів забезпечується застосуванням математичних моделей у вигляді крайових задач теорії лінійної термопружності та динамічного навантаження; сучасного програмного забезпечення з використанням методу скінченних елементів, а також проведенням аналізу результатів розрахунків, зокрема й порівняльним з даними, наведеними в літературі та отриманими при натурних випробуваннях.

Наукова новизна отриманих результатів:

- 1) розроблена наукова основа створення композиційних терморозміростабільних силових конструкцій;
- 2) визначена наукова основа створення адекватних скінченно-елементних моделей композиційних терморозміростабільних силових конструкцій, проведена їх верифікація;

3) на основі розрахунків в ANSYS APDL визначені характеристики напружено-деформованого стану та проведена оцінка жорсткості та міцності панелі корпусу блока корисного навантаження КА при навантаженнях, виникаючих при запуску на орбіту КА (прискорення, гармонійна та випадкова вібрація).

Практичне значення отриманих результатів полягає в наступному:

- 1) розроблена методика прийняття обґрунтованих конструкторських рішень створення та вдосконалення композиційних силових ТРС конструкцій СВРЗ для КА;
- 2) розроблена методика створення обґрунтованих скінченно-елементних моделей композиційних силових ТРС конструкцій СВРЗ для КА;
- 3) розроблена методика чисельного моделювання напружено-деформованого та збудженого стану композиційних терморозміростабільних силових елементів КА із СВРЗ.

Практичне значення отриманих результатів підтверджено створенням реальних конструкцій СВРЗ для КА "Січ-2М" з відповідним актом впровадження в ДП "КБ "Південне", наведеним у Додатку В.

Публікації та особистий внесок здобувача. Основні результати опубліковані в 14 наукових роботах, з них 6 статей – у фахових наукових виданнях України, 1 – у іншому виданні, 7 – тез конференцій; 6 статей – що включені в міжнародні наукометричні бази (Web of Science, Index Copernicus, Google Scholar, ПІНЦ, Open Academic Journals Index (OAJI), CiteFactor, DAOJ, WorldCat, BASE, EBSCO) [9, 10, 21, 61, 62, 64, 65]; дві тези в збірниках міжнародної наукової конференції та міжнародного конгресу з астронавтики [136, 138]. Загалом 6 публікацій [9, 10, 21, 61, 62, 64] відповідають вимогам ДАК України щодо публікацій результатів дисертаційних робіт у фахових виданнях.

Основні результати дисертаційної роботи отримані автором самостійно або під його безпосереднім керівництвом. У публікаціях, підготовлених у співавторстві, здобувачеві належать формулювання завдань, частини зі загальним описом об'єкта, розробка або вибір математичних моделей; керування проведенням обчислювальних та натурних експериментів

конкретних конструкцій з визначення характеристик силових терморозміростабільних конструкцій КА, загальне редагування статей.

У роботі [9] автору належить ідея статті, частини зі загальним описом системи, загальне редагування статті. У роботі [10] автору належить ідея статті, частини із загальним описом платформи малого космічного апарата "Січ-Перспектива", загальне редагування статті. У роботах [21, 65] автору належить ідея статті, керівництво процесом розроблення методики визначення характеристик шаруватих ПКМ для створення терморозміростабільних конструкцій скенерів з високою роздільною здатністю, загальне редагування статті. У роботі [62] автору належить ідея статті, керівництво конструюванням корпусу (тубуса) ТРС СВРЗ, створенням методики випробування та самим випробуванням, загальне редагування статті. У роботах [61, 64] автору належить ідея статей, постановка задачі для проведення розрахунків, аналіз результатів і загальне редагування статей.

Апробація результатів дисертації. Основні результати дисертаційної роботи обговорювалися на 5-ій Міжнародній конференції "Космические технологии: настоящее и будущее" (2015 р., м. Дніпропетровськ, Україна); на 67-му Міжнародному космічному Конгресі (2016, Гвадалахара, Мексика); на XI Міжнародній конференції по теорії та методам антен "ICATT 17" (2017, м. Київ, Україна); на Міжнародному семінарі Європейської Комісії НАН України "Матеріали, стійкі до надзвичайних умов для майбутніх енергетичних систем" (2017, м. Київ, Україна); на 17-й Українській конференції з космічних досліджень (2017, м. Одеса, Україна); на XVIII та XIX Міжнародних науково-технічних конференціях "Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта" (2017, 2018 р., м. Київ, Україна). Частково та повністю дисертаційна робота доповідалася на засіданнях кафедри ДММіОМ ММІ НТУУ "КПІ імені Ігоря Сікорського" (м. Київ, 2017, 2018).

Структура та обсяг дисертації. Дисертація складається зі вступу, п'яти розділів, загальних висновків, бібліографії з 144 назви і викладена на 189 сторінках машинописного тексту, містить 80 рисунків, 27 таблиць.

РОЗДІЛ 1 ТЕРМОРОЗМІРОСТАБІЛЬНІ КОНСТРУКЦІЇ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ТА СКАНЕРІВ ВИСОКОЇ РОЗДІЛЬНОЇ ЗДАТНОСТІ ДЛЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ КЛАСУ "СІЧ", ОСНОВНІ НАУКОВО-ТЕХНІЧНІ ПРОБЛЕМИ ЇХ СТВОРЕННЯ (ОГЛЯД)

1.1 Різновиди українських космічних апаратів для дистанційного зондування Землі

Сучасні КА є високотехнологічними та наукоємними виробами. До них пред'являють велику кількість вимог, які повинні забезпечити тривалість та надійність роботи КА. Ці вимоги тісно пов'язані з призначенням КА.

Україна (ДП "КБ "Південне") має великий досвід створення КА, оскільки ще у часи СРСР спроектувала та виготовила біля 400 КА різного призначення, в основному – військового [93, 10]. Перший такий КА з назвою ДС-2 (офіційна назва – "Космос-1") вагою 47 кг був успішно запущений у космос 16 березня 1962 року (ДС-1 був створений, але в космосі не побував).

У світі є великий попит на малі КА (МКА) для дистанційного зондування Землі (ДЗЗ), метеорології, телекомунікації та навігації. В них зацікавлені відносно невеликі або бідні країни, навіть окремі фірми. Саме тому в прийнятій в 2000 році Національній космічній програмі України пріоритетом визнано створення космічних систем та МКА для ДЗЗ, метеорології, телекомунікації та навігації.

В рамках цієї програми першим у ДП "КБ "Південне" був створений МКА "Мікрон" (МС-1-ТК).

Потім у ДП "КБ "Південне" була розроблена базова платформа МС-2, на основі якої створено декілька модифікацій МКА.

Щоб КА працював у космосі, потрібна система, яка забезпечує його функціонування та виконання завдань за час усього активного циклу КА.

До складу спроектованої та успішно реалізованої в Україні космічної системи "Січ-2" [9] входять (рис.1.1) такі складові:

- космічний апарат МС-2-8;
- наземний комплекс керування космічним апаратом;
- наземний інформаційний комплекс;
- система зв'язку й передачі даних.



Рис.1.1 Схема інформаційної взаємодії складових частин космічної системи "Січ-2" [9]

МКА МС-2-8 з космічної системи "Січ-2" є модифікацією МКА Egyptosat-1 (рис.1.2-а), який за замовленням АРС був створений ДП "КБ "Південне" та запущений у космос у квітні 2009 року. А МКА МС-2-8 (рис.1.2-б) було виведено на орбіту Землі 11 серпня 2011 року, і це був 417-й (за рахунком) супутник, розроблений в Україні.

Є ще дві модифікації: МКА "Мікросат" і МКА "Січ-2-1", які в основному відрізняються від аналогів встановленою апаратурою та її призначенням [10, 11].

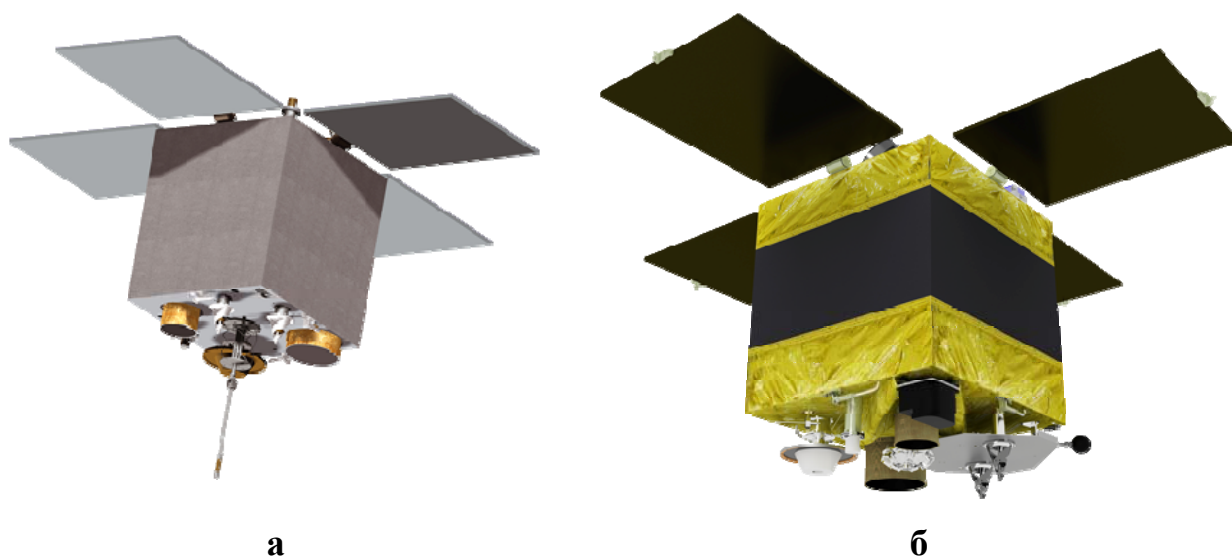


Рис.1.2 Загальний вигляд малого космічного апарату "Egypotsat-1" (а) та МС-2-8 ("Січ-2") (б) [11]

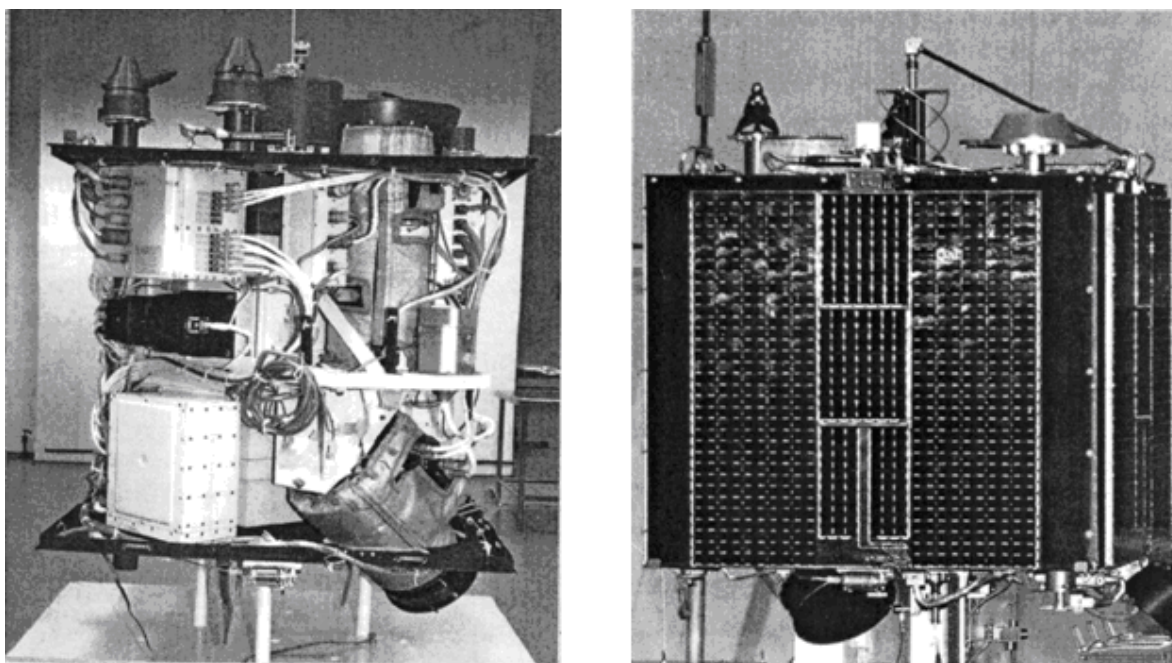


Рис.1.3 Малий космічний апарат МС-2-8 ("Січ-2") у цеху складання [11]

Конструкції МКА "Egypotsat-1" та МС-2-8 (рис.1.2, рис.1.3) не мають каркасу (є лише плита основи), а його функції виконують корпуси приладів.

Така конструкція МКА при збільшенні ваги корисного навантаження не може забезпечити високі показники з розмірної стабільності, зокрема й температурної (ТРС). Основою більш важких КА та її систем повинна бути силова платформа [10]. Саме тому наступна модифікація КА "Січ" має нову силову платформу, з назвою "Січ-2М" (рис.1.4).

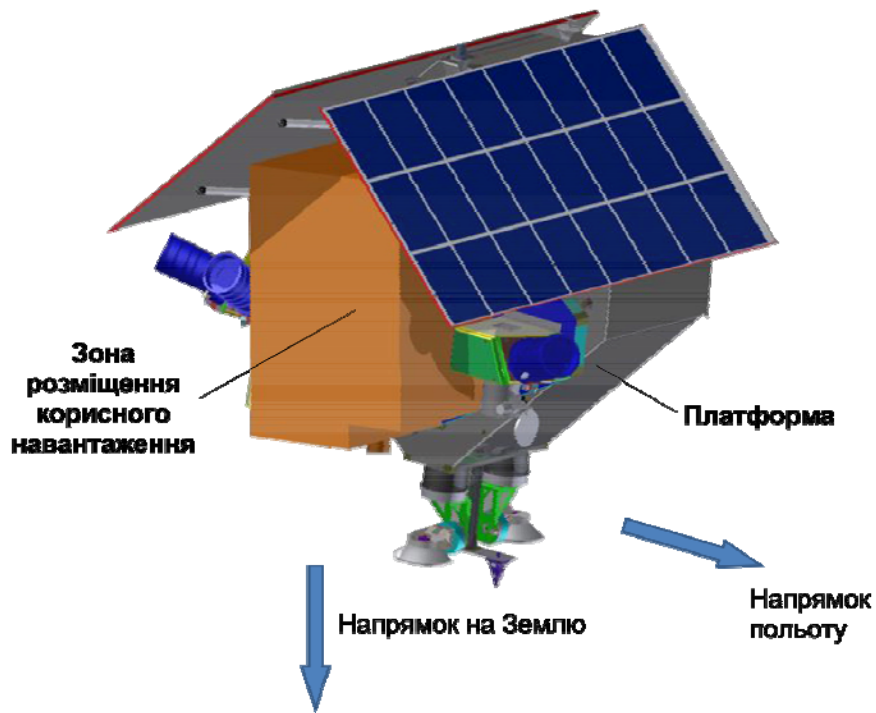


Рис.1.4 Загальний вигляд платформи КА "Січ-2М" (ескізний проект) [10]

Основою платформи КА "Січ-2М" (рис.1.5) є блок апаратурний, або (інша назва) модуль апаратурний платформи (МАП).

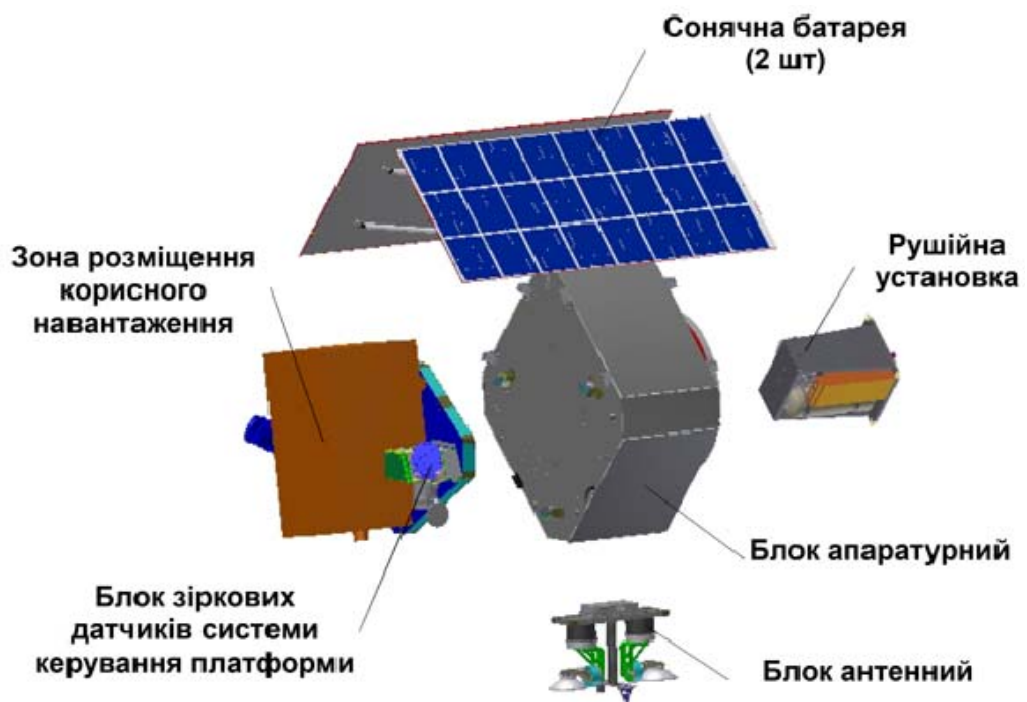


Рис.1.5 Структурна схема платформи МКА "Січ-2М" (ескізний проект) [10]

МАП виконаний у вигляді чотиригранної призми зі скошеними кутами. Корпус модуля апаратурного складається з ферми й двох панелей (панель основи та панель настановна), зсередини та ззовні яких розташовуються прилади платформи, а ззовні панелі настановної – прилади корисного навантаження (у блоковому виконанні).

Для забезпечення високої терморозміростабільності конструкції корпусу МАП прийнято рішення, що його панелі будуть виконані у вигляді тришарової стільникової конструкції з обшивкою з вуглепластика. Ферма – з вуглепластикових труб прямокутного перетину, з'єднаних металевими фітингами. Розміри корпусу МАП 1300x1300x700мм.

На скосах корпусу МАП у верхній і нижньої його частинах, звернених у процесі польоту МКА відповідно в зеніт і в надир (напрям, співпадаючий з напрямом дії сили гравітації в даній точці простору), розташовані верхні та нижній антенні блоки з антенами платформи. До верхніх граней корпусу МАП жорстко прикріплені сонячні батареї.

Розміщення апаратури із внутрішньої сторони панелі основи та настановної корпусу МАП наведено на рис.1.6 і рис.1.7.

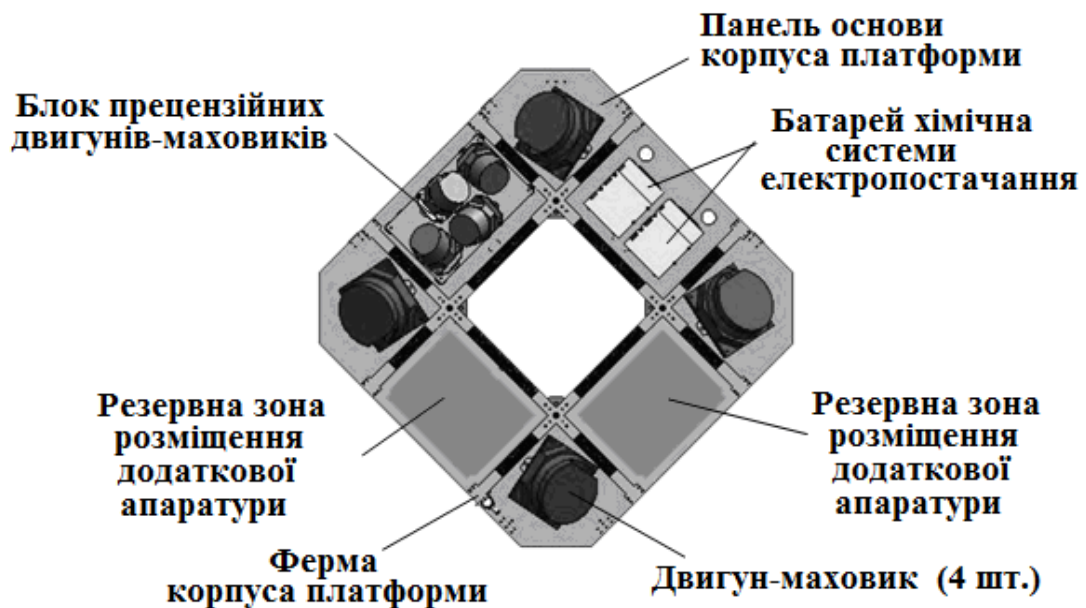


Рис.1.6 Розміщення апаратури із внутрішньої сторони панелі основи корпусу МАП [10]

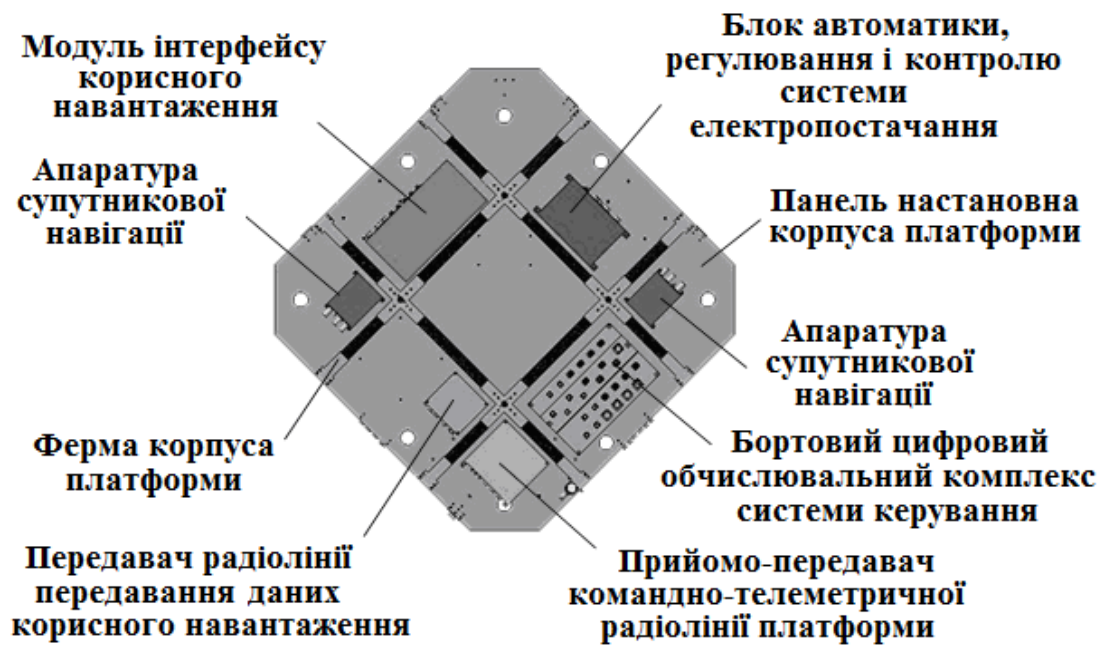


Рис.1.7 Розміщення апаратури із внутрішньої сторони панелі настановної корпусу МАП [10]

Основними апаратами, які встановлюють на українські КА для дистанційного зондування Землі, є сканери (рис.1.8) та радіолокатори.

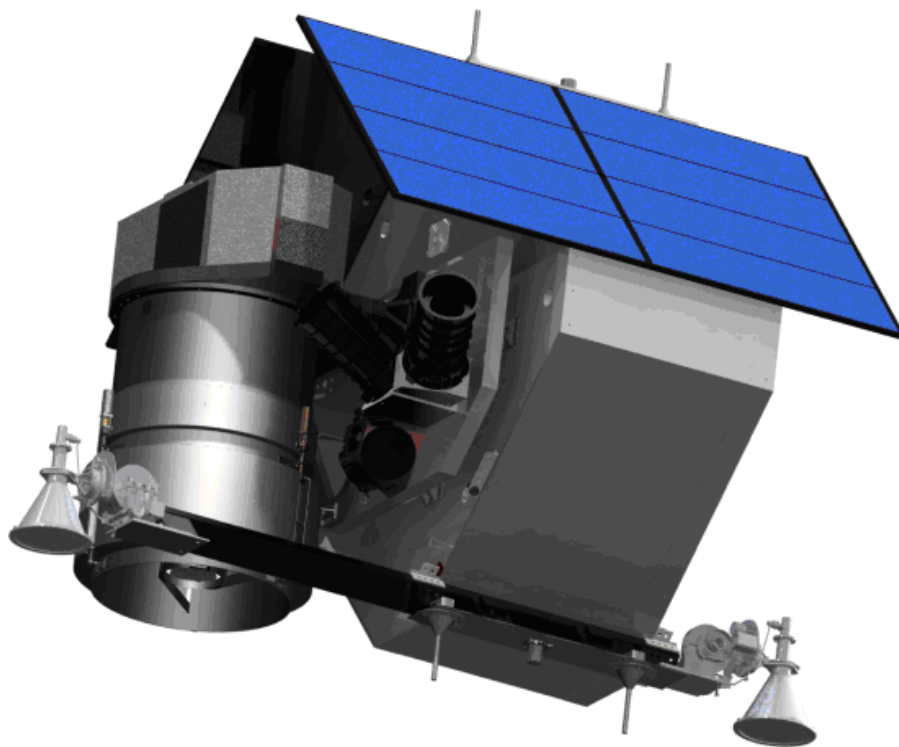


Рис.1.8 МКА на основі платформи "Січ-2М" з оптичним сканером Землі з роздільною здатністю 1 м (ескізний проект) [10]

Ці сканери працюють в різному хвильовому діапазоні, зокрема й в оптичному. У всіх випадках важливішою характеристикою сканера є його роздільна здатність. І якщо перші космічні сканери Землі мали роздільну здатність у декілька десятків метрів, то зараз роздільна здатність у декілька метрів (7.8 м у МС-2-8) вже зазвичай недостатня. Тому на сучасні КА потрібно встановлювати сканери високої роздільної здатності (СВРЗ), силові конструкції яких повинні виконуватися з матеріалів, що забезпечують високу температурну розмірну стабільність (ТРС). На початок ХХІ сторіччя це є композиційні матеріали (рис.1.9). Силова платформа також повинна мати високу температурну розмірну стабільність, тобто теж виконуватися з композиційних матеріалів.



а



б

Рис.1.9 Корпус СВРЗ із вуглепластика: (а) – [18]; (б) – [65]

Побудований на основі платформи МКА "Січ-2М" КА "Січ-2М" буде мати дві основні частини [110, 111]:

- корисного навантаження, яке забезпечує отримання зображень поверхні Землі, запам'ятовування та збереження цих зображень;
- платформи, яка забезпечує функціонування корисного навантаження.

Згідно з технічним проектом, до складу корисного навантаження КА "Січ-2М" входять:

- оптичне корисне навантаження, яке має таку апаратуру:
 - сканер високої роздільної здатності (СВРЗ);
 - багатозональний пристрій, що сканує (МСУ-М);
 - сканер дальнього інфрачервоного діапазону (СДІК);
- комплект інтерфейсного модуля корисного навантаження (ІМП).

До складу платформи КА "Січ-2М" входять:

- система керування (СК);
- система супутникової навігації (СН);
- система зв'язку (СЗ) у складі:
 - бортової апаратури командно-телеметричної радіолінії (БА КТРЛ);
 - бортової апаратури радіолінії передавання даних (БА РЛПД);
- аміачна рушійна установка (АРУ);
- система електрозабезпечення (СЕС);
- система терморегулювання;
- міжсистемний кабельний зв'язок;
- конструкція силова.

Після перероблення ескізного проекту конструкції МКА "Січ-2М" у технічний проект, корпус блоку апаратний платформи (БАП) отримав розміри 1400x1400x667 мм, а корпус блока корисного навантаження (БКН) 1520x1090x538.4 мм. Маса КА "Січ-2М" 525 кг.

Композиційні матеріали застосовуються також в силовій конструкції СВРЗ. Це викликано необхідністю забезпечити терморозмірну та розмірну стабільність в процесі сканування Землі, причому в ТТХ оговорено, який час може продовжуватися цей процес на одному витку КА навколо Землі та сумарно – на добу.

Отже, застосування композиційних матеріалів у МКА, за нагальною вимогою сучасності, є масштабним. Але це є також найбільшою проблемою з огляду на потребу забезпечення надійної міцності, жорсткості, технологічності та ресурсу КА.

1.2 Теплові режими космічних апаратів в космосі

Основним джерелом теплової енергії, яка діє на КА ззовні, є Сонце. Крім того, Земля, Місяць та елементи КА частково відбивають променеву енергію, яку отримують від Сонця, і ця енергія може досягати елементів КА. На низьких орбітах КА може розігріватися завдяки взаємодії з розрідженою атмосферою. Перевідбивання та перевипромінювання між елементами КА можуть бути такими, що цим не можна нехтувати.

Але не всі зовнішні джерела променевої енергії для КА ДЗЗ є значущими. Енергією від Місяця зазвичай нехтують, як дуже незначною, навіть порівняно з енергією від Землі. На робочих орбітах КА атмосфера вже настільки розріджена, що практично не впливає на тепловий стан КА.

Крім того, КА має активну систему терморегулювання (АСТР), яка забезпечує локальний підігрів окремих елементів конструкції КА та корисного навантаження керованими електронагрівачами [110, 111] для забезпечення цим елементам робочого діапазону температур.

Тобто при аналізі теплового стану КА є сенс обмежуватися такими тепловими джерелами для КА: Сонце й АСТР (основні), Земля й елементи КА (незначне).

Поверхні КА, що не піддаються впливу променевої теплової енергії, віддають свою енергію у відкритий космос.

Тобто через конструктивні елементи КА постійно циркулює тепла енергія.

Національні КА, призначені для зондування земних об'єктів визначених часток Землі, зазвичай запускають на такі орбіти, на яких процес спостереження можна починати після деякої витримки у майже стабільних температурних умовах. Тому це полегшує завдання створення термостабільнорозмірних конструкцій КА та апаратури, призначеного для такого спостереження. Виходячи з параметрів орбіти, від КА "Січ-2М" потребують на кожному з 13 витків (за добу) не менш 15 хвилин активної праці систем спостереження за Землею [110, 111].

Заміри температури, що проводилися на багатьох КА, дозволили встановити приблизний температурний діапазон на поверхнях КА: від -150°C до $+150^{\circ}\text{C}$.

Для зменшення акумуляції тепла та його тепловіддачі у космос поверхнями елементів КА, призначених для ДЗЗ протягом багатьох років, окрім активної системи терморегулювання використовують пасивні системи терморегулювання (ПСТР): теплові екрани, чохла (екранно-вакуумна теплоізоляція), терморегулюючі покриття, теплові ізолятори, теплові труби, інше [23, 59, 60, 110, 111].

Обидві системи терморегулювання повинні забезпечувати призначені температурні діапазони для окремих елементів конструкції КА та корисного навантаження. Зокрема, для корпусу оптико-електронного блока багатозонального сканера – від $+10^{\circ}\text{C}$ до $+24^{\circ}\text{C}$ (АСТР є включеною), а також від -22°C до -10°C (АСТР є виключеною) [47]. А на час активної роботи оптичних сканерів температурний перепад по конструкції силової панелі та кронштейнів кріплення – не більше ніж $\pm 2^{\circ}\text{C}$, а по товщині панелі корпусу блока корисного навантаження – не більше ніж $\pm 0.5^{\circ}\text{C}$ [110, 111].

1.3 Розмірна та температурна розмірна стабільність силових конструкції космічних апаратів зі сканерами високої роздільної здатності та шляхи її досягнення

Термінів "Розмірна стабільність" (скорочене: "Розміростабільність" чи РС) та "Температурна розмірна стабільність" (скорочене: "Терморозміростабільність" чи ТРС), немає в національному стандарті, але вони вживаються у спеціальній літературі та документах як у повному, так і у скорочених варіантах запису.

Розмірною стабільністю конструкції називають її спроможність при експлуатаційному навантаженні змінювати розміри у заданих межах.

У ТЗ на КА "Січ-2М" щодо РС закладена така вимога: нестабільність кутового положення посадкових місць оптико-електронного блоку СВРЗ

відносно БСК не повинна перевищувати 4 кутові секунди (3σ) [110, 111]. З цієї причини для конструювання потрібні матеріали з високими значеннями модулів пружності (там, де це обґрунтовано, допускається застосовуватися матеріали із середніми значеннями модулів).

Температурною розмірною стабільністю конструкції називають її спроможність в оговореному температурному діапазоні змінювати розміри у заданих границях.

Одиницею виміру для РС і ТРС в КА зазвичай приймають мм/м.

Сучасні вимоги до ТРС конструкцій СВРЗ, встановлених на КА: не більше 0.1 мм/м в умовах температурного циклу $-150^{\circ}\text{C} \dots +150^{\circ}\text{C}$ [119].

Це дуже жорстке обмеження, яке можна виконати лише застосуванням сучасних матеріалів з низьким коефіцієнтом температурного лінійного розширення.

Матеріали, що відповідають обом вимогам РС та ТРС одночасно, існують. Це – полімерні композиційні матеріали з вуглецевим наповнювачем (ПКМ), інакше – вуглепластики [114].

Застосування ПКМ у відкритому космосі – доволі нове завдання. Оскільки повернення КА ДЗЗ з космосу не передбачено, то діагностика відмов дуже обмежена. Тому для забезпечення надійної роботи елементів конструкцій з ПКМ в космосі у складі КА потрібно ще на Землі проводити натурні імітаційні випробування. Для цього, зокрема, потрібно будувати великі вакуумні камери, в яких створювати умови, максимально наближені до космічних: низькі температури, променеве випромінювання змінного напрямку та інтенсивності, інші. Крім того, із застосуванням традиційних та сучасних методик потрібно проводити різноманітні вимірювання елементів КА з метою визначення реальних характеристик РС та ТРС [110]. А також, потрібно проводити імітаційні розрахунки на ЕОМ, в яких моделювати окремі елементи КМ та КА в цілому, на цих моделях імітувати різні умови їх навантаження, розраховувати їхні характеристики теплового та напружено-деформованого стану, а також і частотні характеристики, на основі яких

можна проводити теоретичні оцінювання міцності та ресурсу елементів КА та КА в цілому [110].

Проблем багато, і для всіх потрібно знайти задовільні рішення, що можливо зробити лише на науковій основі.

1.4 Конструктивні вимоги до терморозміростабільних силових конструктивних елементів космічних апаратів зі сканерами високої роздільної здатності

З міркувань економічної доцільності потрібно забезпечити термін експлуатації КА зі СВРЗ не менше ніж 7 років, з них не менше ніж 5 років – активної праці в космосі з імовірністю безвідмовної роботи не менше ніж 0.8.

Крім цього, є цільові вимоги до КА, зокрема – високі ТРС та РС, що забезпечують задану роздільну здатність систем сканування Землі. Наприклад, сумарна гранична похибка вимірювання та нестабільність кутового положення посадкових місць оптико-електронного блока СВРС відносно базової системи координат – не більше 4 кутових секунд [110]).

Життєвий цикл КА включає такі стадії: виготовлення, випробування, транспортування, запуск на орбіту, робота на орбіті.

Наведемо лише основні вимоги до конструкції КА, що відносяться до тих, що забезпечують механічний ресурс КА.

На стадії розробки конструкції КА передбачене її експериментальне відпрацювання, яке містить:

- дослідницькі випробування;
- відпрацювання технології виготовлення конструкції КА;
- відпрацювання конструкції в складі габаритно-динамічного макета (ГДМ) КА;
- автономне відпрацювання конструкції корпусу блоку корисного навантаження.

Дослідницькі випробування конструкції КА "Січ-2М" призначені у такому обсязі [110]:

- визначення фізико-механічних та теплофізичних характеристик зразків труб, обшивок та трьохшарових панелей;
- визначення рівня газовиділення матеріалів труб, обшивок, пінопласту, клею;
- оцінка стійкості матеріалів зразків обшивок і труб до впливу факторів космічного простору в перебігу заданого терміну активного існування КА, зокрема, до температурного впливу;
- визначення коефіцієнтів температурного лінійного розширення обшивок і труб.

Відпрацювання технології виготовлення конструкції КА призначені у такому обсязі:

- випробування різних типів втулок з різними заповнювачами навколо втулок;
- відпрацювання методів неруйнівного контролю суцільності матеріалів обшивок, труб, швелерів, і виявлення не приклеювання обшивок до перфорованого стільникового наповнювача, трубкам і фітінгам;
- прискорені кліматичні випробування зразків обшивок, труб і трьохшарових панелей.

Відпрацювання конструкції в складі ГДМ КА проводяться з метою визначення міцності конструкції. При цьому ГДМ КА піддається силовим випробуванням: транспортувальним, динамічним та віброімпульсним. Це [110]:

- натурні випробування при безпосередньому транспортуванні автомобільним транспортом (найбільш небезпечним видом транспортування), з безперервним контролем перенавантажень. Мета – підтвердження статичної та динамічної міцності ГДМ КА. Вимоги: мати жорсткість, яка забезпечує власні частоти коливань КА, прикріпленого до адаптера РН, не менше 20 Гц вздовж повздовжньої осі (перпендикулярна до площини відділення КА від адаптера), а також не менше 10 Гц вздовж двох поперечних осей;
- динамічні випробування, що імітують навантаження при перевезенні КА повітряним транспортом, а також при виводі КА на орбіту: гармонійні та

випадкові вібрації, прикладені в трьох взаємно перпендикулярних напрямках. Внаслідок невизначеності з конкретним літаком та ракетним носієм (Циклон-4, Long March, PSLV або Falcon) їх проводять при максимально небезпечній комбінації, що створюють ці літаки та РН. Мета – підтвердження вібраційної міцності ГДМ КА. Завдання – визначення коефіцієнтів передавання вібрацій на вузли кріплення комплектуючих елементів, власних частот коливань окремих елементів та конструкції в цілому;

- вібро-імпульсні випробування, що імітують навантаження від скидання обтікача та відділення останньої ступені РН при виводі на орбіту (подвійним підривом піротехнічних пристроїв), та розкриття на орбіті сонячних батарей КА, антен та ін. Мета – підтвердження вібраційної міцності ГДМ КА при вібро-імпульсному навантаженні. Завдання – визначення амплітуд і спектра вібро-імпульсних впливів в місцях кріплення апаратури.

Внаслідок наявності значних технічних труднощів у проведенні натурних випробувань на міцність елементів КА в умовах, характерних для запуску КА на орбіту, допускається заміна натурних випробувань на розрахункові, з коефіцієнтом запасу міцності не менше 1.5 [110].

Всі ці випробування завершуються оцінкою стану ГДМ КА, прийняттям відповідних рішень з міцності конструкцій КА та її конструктивних елементів.

Крім загальних випробувань, передбачені автономні випробування корпусу БПН та СВРЗ. Мета – підтвердження заданих характеристик з РС та ТРС цих виробів. Завдання – визначення значень відносних лінійних та кутових переміщень між реперними точками та посадочними місцями конструкції. З цього створена велика програма випробувань та розроблені методики випробувань (див. розділ 3).

Після відпрацювання конструкції КА та її елементів на ГДМ передбачено проведення циклу випробувань інженерної моделі (ІМ) КА.

Всі ці випробування повинні дати інформацію, яка підтверджує відповідність розробленої конструкції КА великому переліку параметрів з технічного завдання на КА "Січ-2М".

1.5 Методичне забезпечення проектування та розрахунків несучих конструкцій КА та СВРЗ. Інформаційні технології супроводження життєвого циклу космічних апаратів

Методичне забезпечення проектування, розрахунків та технології виготовлення несучих конструкції КА створено науковцями та іншими фахівцями ДП "КБ "Південне" за участю ВНЗ та профільних інститутів НАН України. Це багато документів, основні з них, пов'язані з конструюванням, міцністю, жорсткістю та несучою здатністю (мовою оригіналів):

1. Тактико-техническое задание (ТТЗ) концепции создания национальной космической системы оптико-электронного наблюдения Земли [107];

2. Эскизный проект. Корпус сканера высокой разрешающей способности "Корпус-СВРЗ". Пояснительная записка. Основные характеристики корпуса сканера высокой разрешающей способности. "Корпус-СВРЗ" ПЗ [119];

3. Эскизный проект. Корпус сканера высокой разрешающей способности "Корпус-СВРЗ". Альбом чертежей "Корпус-СВРЗ" АЧ [120];

4. Корпус СВРС 03.1019. Комплексная программа экспериментальной отработки 03.1019.13.0412.311 КПЭО [46];

5. Корпус СВРС 03.1019. Расчет на прочность [47];

6. Методика проведения верификации выполнения условий ТТЗ после каждого полугодия эксплуатации в космосе [69];

7. Технический проект. Аппарат космический "Січ-2М" КС5МФ8. Пояснительная записка. Часть 1. Аппарат космический. Книга 1. Пояснительная записка. Космический аппарат КС5МФ8 ПЗ 1.1 [110];

8. Технический проект. Аппарат космический "Січ-2М" КС5МФ8. Пояснительная записка. Часть 1. Аппарат космический. Книга 2. Конструкция космического аппарата КС5МФ8 ПЗ 1.2 [111].

З цих документів документ пункту 5 розроблений під безпосереднім керуванням Головного конструктора-начальника КБ-3 Маслея В.М. та ним

затверджений, а в розробленні документів пунктів 4 та 7 Маслей В.М. приймав участь як керівник та виконавець.

Ескізний проект формує склад конструкції КА. Він може бути прийняті за основу для розробки технічного проекту. Технічний проект уточнює склад конструкції КА, і ці матеріали можуть бути прийняті за основу для розробки конструкторської документації КА.

Вся конструкторська та інша документація КА розроблена та існує в електронних системах, створених у ДП "КБ "Південне" на основі ПЕОМ та серверних ЕОМ. Це такі системи:

- офісні – для створення документів та забезпечення документообігу;
- технологічної спрямованості – для розробки технологічних процесів по виготовленню конструкції СВРЗ і КА;
- конструкторські – для проектування конструкції та агрегатів, проведення їх експрес-аналізу;
- розрахункові – для імітаційного моделювання термосилового, вібраційного, випадкового та інших типів навантаження;
- системи баз даних – для підтримки баз даних;
- різноманітні бази даних: нормативних та законодавчих актів, міжнародних договорів, договорів на виконання робіт, матеріалів, стандартних конструктивних елементів, методичних матеріалів, протоколів випробувань, звітів про виконані пошукові та наукові роботи, інші.

1.6 Основні проблеми застосувань композиційних матеріалів у КА

У результаті пошукових робіт, проведених у світі, визначилися, що у силових конструкціях КА доцільно застосовувати два різновиду композитних матеріалів (КМ):

- суцільні шарувати КМ на основі епоксидних смол і наповнювача з вуглецевих волокон (стрічки, тканини) – ПКМ;
- тришарові зі стільниковим проміжним шаром (стільникові панелі), в яких зовнішні шари є шаруватим ПКМ.

Проблемам застосувань вказаних різновидів композиційних матеріалів у КА присвячено велику кількість публікацій.

Наприклад, в [1, 34, 41, 45, 55, 75, 82, 83, 88, 92, 94, 95, 100 – 103, 106, 113, 117] та багатьох інших аналізувалися питання створення конструкцій з тришарового КМ зі стільниковим заповнювачем.

Ще більша кількість публікацій та нормативних документів присвячена вивченню різноманітних властивостей багатошарових композиційних матеріалів з суцільною матрицею, а також їхнього застосування в техніці, зокрема в літальних апаратах та КА. Деякі з них: [2, 4 – 8, 13, 14, 15, 17 – 19, 22, 25, 26, 28 – 30, 33, 36 – 45, 51 – 54, 57, 58, 74, 76, 78 – 80, 86, 84 – 87, 89, 92, 94, 104, 105, 114, 116, 123, 124, 128 – 135, 137, 140 – 142].

Зокрема, в книзі [114] описаний досвід створення ТРС корпусу оптичного СВРЗ значних розмірів (довжиною 6 м, діаметром 3 м, Росія). Цей корпус за основу має ферму, зібрану з труб із композиційного матеріалу. Основне місце опису займає проблема досягнення потрібних показників ТРС та РС корпусу. Щодо теоретичної основи, написано тільки те, що (мовою оригіналу) "Этот анализ проводился с использованием технической теории слоистых элементов". Використовували епоксидну матрицю, а також вуглецеві ниті: високо-модульні (з кутами намотки 0 і 90 градусів – для досягнення міцності) та низко-модульні (з іншими кутами намотки – для досягнення необхідного КТЛР труби в осьовому напрямку). Відмічалася доволі висока нестабільність отримуваних властивостей труб, що викликало необхідність їх натурних випробувань для відбраковування. Приділялася значна увага собівартості. Але важливіших подробиць в книзі немає.

Досвід країн Європейського Союзу зведено у серії публікацій з характерним початком назв ECSS [128 – 133]. Однак і в них важливіші подробиці зазвичай не освітлюються.

Головні питання при застосуванні КМ для КА – забезпеченість (окрім терморозміростабільності) жорсткості, міцності та ресурсу. Як вже зазначалося в підрозділі 1.3, повернення КА ДЗЗ з космосу не передбачено, а

термін роботи КА в космосі повинен вимірюватися роками. Тому, ще на етапі проектування КА, потрібно приділити значну увагу цим питанням.

У натурних випробуваннях КМ встановлено, що повному руйнуванню КМ передують складний процес руйнування його складових. Це проявляється, наприклад, при розтягуванні зразків з КМ: на діаграмі деформування появляються розриви та стрибки [14]. Тому безпечною вважається робота КМ при навантаженнях, які не викликають "першого руйнування шару" (до появи першого стрибка на діаграмі деформування). Є навіть такий термін: *початкове навантаження руйнування*. Це – нижня границя несучої спроможності матеріалу та конструкції [78]. При перевищенні цього рівня критерії міцності КМ повинні замінюватися на критерії руйнування. Очевидно, що в КА явища руйнування шарів ПКМ не допускаються, тобто навантаження повинні бути в межах до нижньої границі несучої спроможності конструкції, а розрахунковими критеріями повинні бути критерії міцності.

Проблемам встановлення критеріїв міцності та практичного їх застосування при проектувальних та перевірочних розрахунках присвячена велика кількість публікацій, зокрема [8, 13, 32, 36, 78, 80]. Основні критерії міцності для КМ наведені в підрозділі 2.7.

Після появи композиційних матеріалів зі складною структурою відмовилися від ідеї створювати, мати та використовувати єдину базу даних по КМ, оскільки це стало неможливим. Тому паспортні дані на КМ уніфікували тільки для односпрямованих композитів, і ці дані містять лише такі характеристики: вздовж і поперек волокон, а також на зсув в площині шару, і все це – при сталих температурах та фізико-хімічних властивостях. Саме ці характеристики наводяться у сертифікатах на матеріали та доводиться застосовувати при проектуванні виробів з КМ.

Всі інші характеристики, що потрібні фахівцям вже при перевірочних розрахунках, коли є конкретна конструкція композитного виробу (матеріали, товщини, структура, ...), визначають в додаткових експериментах. Тому

рекомендують на етапах проектування та перевірки використовувати *однакові* критерії міцності, інакше результати розрахунків не можна буде зіставити. В цих критеріях необхідно враховувати, що всі *об'ємні* види деформацій (температурні, усадочні, які присутні у силових конструкціях КА), в багат шаровому зразку композита самоврівноважені, тому автоматично враховуються, й їх неможливо виділити з отриманих усереднених характеристик. З цього автори [32] та інших публікацій роблять висновок, що або розрахунки на міцність повинні бути пошарові, або пошарові (уніфіковані) характеристики міцності повинні враховувати вказані впливи (останнього якраз немає). Інакше умови випробування КМ на зразках повинні бути максимально наближеними до умов роботи КМ у конструкції.

Розмірна та терморозмірна стабільність – це усереднена характеристика як пакету ПКМ, так і виробу в цілому. Тому при розрахунках на РС та ТРС об'єкта можна використовувати як пошарові, так і усереднені ("еквівалентні") моделі [114] композиційних матеріалів.

1.7 Висновки та постановка задачі досліджень

З початку ХХІ сторіччя в Україні (провідне підприємство – ДП "КБ "Південне") було розроблено, розраховано, випробувано та доопрацьовано декілька конструкцій КА зі СВРЗ. У цих роботах приймали участь фахівці ДП "КБ "Південне", вітчизняні фахівці з ВНЗ та інститутів НАН України [22, 29, 49, 51 – 54], а також і (одночасно за своїми проектами) закордонні [5 – 7, 35, 40, 48, 114] та багато інших.

В результаті проведених робіт та ретельного аналізу були затверджені основні конструкції елементів КА типу "Січ", який у корисному навантаженні має, зокрема, СВРЗ як основний засіб сканування Землі. Однак на сьогодні не вирішена проблема комплексної оцінки працездатності КА на всьому життєвому циклі. Зокрема, такі окремі складові:

1. Повна заміна матеріалу фітингів КА з титану на КМ, із забезпеченням їхнього достатнього ресурсу;

2. Розробка достовірних методів проектування композиційних ТРС силових конструктивних елементів СВРЗ, що забезпечують закладені в проекті характеристики, які відповідають ТЗ;

3. Розробка достовірних методів розрахунків впливу випадкового навантаження при транспортуванні КА на значні відстані, проведення таких розрахунків з метою визначення характеристик ТРС композиційних силових елементів СВРЗ та КА в цілому;

4. Розробка достовірних методів розрахунків впливу інерційного, вібраційного та акустичного навантаження при старті ракети-носія КА на орбіту, проведення таких розрахунків з метою визначення характеристик міцності композиційних силових ТРС елементів СВРЗ та КА в цілому;

5. Розробка достовірних методів розрахунків пошкодження композиційних елементів конструкцій КА, проведення таких розрахунків з метою визначення характеристик пошкодження силових ТРС елементів СВРЗ та КА в цілому;

6. Розробка достовірних методів розрахунків багаточислової термічної витривалості композиційних елементів конструкцій КА, проведення таких розрахунків з метою визначення відповідних характеристик силових ТРС елементів СВРЗ та КА в цілому.

Це – складні та комплексні проблеми, які не можна вирішити в одній роботі. Виходячи з цього, в дисертації була обрана одна зі вказаних проблем та поставлене наступне **завдання досліджень**: розробка достовірних методів створення композиційних ТРС силових конструкцій КА та методів проведення розрахунків одночасного впливу інерційного та вібраційного навантаження при старті на орбіту, проведення таких розрахунків з метою визначення характеристик жорсткості та міцності силових ТРС елементів СВРЗ та КА в цілому. Для її вирішення було необхідно виконати такі роботи:

1. Розробити метод створення композиційних силових ТРС конструктивних елементів КА та СВРЗ із ПКМ, що забезпечують закладені в проекті технічні характеристики, з марками та структурами ПКМ, які

відповідають всім вимогам ТЗ, технологічного, конструкційного та економічного плану, для виготовлення з них цих конструктивних елементів;

2. Визначити та обґрунтувати механічні та теплофізичні властивості обраних ПКМ та створених з них силових ТРС конструктивних елементів КА та СВРЗ КА;

3. Розробити та обґрунтувати узагальнюючі методи розрахунків напружено-деформованого стану композиційних силових ТРС конструктивних елементів КА та СВРЗ, з урахуванням їх експлуатаційних динамічних навантажень інерційного, гармонічного та випадкового характеру;

4. Обґрунтувати метод оцінювання жорсткості та міцності композиційних силових ТРС конструктивних елементів КА та СВРЗ при експлуатаційних навантаженнях інерційного, гармонічного та випадкового характеру.

Основні результати роботи викладено в статтях [9, 10, 21, 61, 62, 64, 65], а також апробовано на декількох конференціях та конгресі з космічної тематики [11, 50, 63, 66, 67, 136, 138].

РОЗДІЛ 2 ТЕОРЕТИЧНІ ОСНОВИ ПРОВЕДЕННЯ РОЗРАХУНКІВ НА МІЦНІСТЬ ДЛЯ КОМПОЗИЦІЙНИХ ТЕРМОРОЗМІРОСТАБІЛЬНИХ КОНСТРУКЦІЙ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ КЛАСУ "СІЧ-2М"

Сучасні розрахунки, пов'язані з деформованим станом, жорсткістю та міцністю, для терморозмірностабільних елементів конструкції КА виконуються із застосуванням сталих феноменологічних уявлень: про суцільність матеріалів та про виконання таких аксіом Нолла: тензор напружень у момент часу t повністю визначається історією руху тіла до цього моменту часу (принцип детермінізму), не залежить явно від часу (принцип матеріальної незалежності від системи відліку) та процесів, що відбуваються за межами елементарного об'єму (принцип локальної дії). Крім того, вважається, що всі деформації – малі, що присутні тільки пружні та температурні деформації.

У цьому розділі наведено теоретичні основи, що будуть застосовуватися при проведенні розрахунків на жорсткість та міцність для терморозмірностабільних конструкцій космічних апаратів класу "Січ-2М".

2.1 Основні рівняння теорії термопружності

Початкові (технологічні, монтажні) переміщення, деформації та напруження зазвичай вважаються відсутніми, а задається лише початкова температура T_0 . Далі вважається, що навантаження прикладається одномоментно повністю, але динамічних процесів не збурює. В об'ємі тіла Ω може прикладатися об'ємне навантаження з компонентами Q_m , а на частині його поверхні S_p – поверхневі сили з компонентами p_m . Ще може змінитися температура з T_0 на T . Обов'язкова умова – фіксація деяких переміщень u_m на S_U (граничні умови 1-го роду), щоб унеможливити переміщення тіла як жорсткого цілого. Ці дії викликають в точках тіла (оточуючих їх однорідних

просторах) появу: u_i – переміщень, ε_{ij} – деформацій, σ_{mn} – напружень. Маємо наступну крайову задачу термопружності [115, 91, 96] (декартова система координат):

- геометричні рівняння (малі деформації):

$$\varepsilon_{ij} = (\partial u_j / \partial x_i + \partial u_i / \partial x_j) / 2; \quad i, j = 1, 2, 3, \quad (2.1)$$

а також рівняння сумісності деформацій та принцип суперпозиції малих деформацій різної природи:

$$\varepsilon_{ij} = \varepsilon_{ij}^e + \varepsilon_{ij}^T; \quad (2.2)$$

- рівняння рівноваги:

$$\partial \sigma_{mn} / \partial x_n + Q_m = 0, \quad m, n = 1, 2, 3; \quad (2.3)$$

- фізичні рівняння. Для лінійно-пружної моделі матеріалу це є закон Гука:

$$\sigma_{mn} = E_{mnij} \varepsilon_{ij}^e \quad \text{або} \quad \varepsilon_{ij}^e = C_{ijmn} \sigma_{mn}; \quad i, j, m, n = 1, 2, 3, \quad (2.4)$$

де E_{mnij} та C_{ijmn} – матеріальні тензори модулів пружності та податливості відповідно, які (модулі) можуть залежати від координат (структурно неоднорідне тіло) та/або температури.

Для ізотропного матеріалу

$$E_{mnij} = \lambda \delta_{mnij} + 2G \delta_{mnij}; \quad \delta_{mnij} = \delta_{ij} \delta_{mn}; \quad \delta_{mnij} = (\delta_{im} \delta_{jn} + \delta_{jm} \delta_{in}) / 2, \quad (2.5)$$

де параметри Ламе $\lambda = \mu E / [(1-2\mu)(1+\mu)] = 2G\mu / (1-2\mu)$ та (модуль зсуву) $G = E / (1+2\mu)$, а E – модуль Юнга; μ – коефіцієнт Пуассона.

До фізичних рівнянь належать і рівняння для температурних деформацій (формула Дюамеля-Неймана, узагальнена на анізотропний матеріал):

$$\varepsilon_{ij}^T = (\alpha_T)_{ij} (T - T_0) = (\alpha_T)_{ij} \Delta T; \quad i, j = 1, 2, 3. \quad (2.6)$$

Крім геометричних, статичних і фізичних рівнянь призначаються граничні умови (ГУ) на поверхнях S_U (1-го роду) і S_p (природні):

$$u_i \big|_{S_U} = \tilde{u}_i; \quad (2.7)$$

$$\sigma_{mn} \nu_n \big|_{S_p} = p_m; \quad m, n = 1, 2, 3, \quad (2.8)$$

де ν_n – напрямні косинуси зовнішнього вектора-нормалі $\vec{\nu}$ до поверхні S_p .

Для отримання системи алгебраїчних рівнянь в методі скінченних елементів зазвичай використовують варіаційну постановку задачі [12, 122, 125]: на основі геометричних рівнянь та рівнянь рівноваги, зі застосуванням формули Остроградського-Гаусса отримують функціонал відносно варіацій компонент переміщень δu_m і зв'язаних із ними деформацій

$$\int_{\Omega} \sigma_{mn} \delta \varepsilon_{mn} d\Omega - \int_{\Omega} Q_m \delta u_m d\Omega - \int_{S_p} p_m \delta u_m dS = 0; \quad m, n = 1, 2, 3, \quad (2.9)$$

який в поєднанні з кінематичними ГУ (2.7) на поверхні S_U визначає нескінченну кількість можливих напружено-деформованих станів. Дійсний стан є одним з них, але він додатково задовольняє фізичним рівнянням зв'язків між напруженнями та деформаціями. Результати: u_i – переміщення, ε_{ij} – деформації, σ_{mn} – напруження.

Зосереджені сили – окремий випадок поверхневих сил, коли поверхня навантаження S_p "стягується" в точку.

Для динамічних задач у функціонал (2.9) вводять члени, що визначають інерційне навантаження та дисипативне поглинання енергії:

$$\begin{aligned} \int_{\Omega} \sigma_{mn} \delta \varepsilon_{mn} d\Omega - \int_{\Omega} Q_m \delta u_m d\Omega - \int_{S_p} p_m \delta u_m dS + \\ + \int_{\Omega} \rho_m \delta \ddot{u}_m d\Omega + \int_{\Omega} \lambda_m \delta \dot{u}_m d\Omega = 0; \quad m, n = 1, 2, 3, \end{aligned} \quad (2.10)$$

де $\rho_m = \rho$ – густина матеріалу;

λ_m – коефіцієнти демпфірування матеріалу, описується гіпотезою силового опору;

$\delta \ddot{u}_m$ – варіації компонент прискорень переміщень;

$\delta \dot{u}_m$ – варіації компонент швидкостей переміщень.

Крім того, додаються дві початкові умови:

$$(\ddot{u}_m)_{t=0} = (\ddot{u}_m)_0; \quad (\dot{u}_m)_{t=0} = (\dot{u}_m)_0 \quad (2.11-a)$$

з відомими $(\ddot{u}_m)_0$ та $(\dot{u}_m)_0$, а також граничні умови з відомими прискореннями та/або швидкостями:

$$\dot{u}_m(t) = \dot{\underline{u}}_m(t); \quad \ddot{u}_m(t) = \ddot{\underline{u}}_m(t). \quad (2.11-б)$$

2.2 Основні рівняння методу скінченних елементів

МСЕ є методом наближення розв'язку крайової задачі, в якому весь об'єкт представляється у вигляді сукупності малих спеціалізованих об'єктів — скінченних елементів (СЕ), які щільно, але без взаємних перетинів заповнюють весь об'єм об'єкта [24].

В кожному з таких СЕ є M_e вузлів, з якими пов'язані *базисні функції* $\varphi_m^e(\vec{x})$, нормовані за правилом

$$\varphi_m^e(\vec{x}_n) = \begin{cases} 1; & m = n \\ 0; & m \neq n \end{cases}, \quad (2.12)$$

де \vec{x}_n — координати вузлів, причому в будь-якій точці СЕ з координатами \vec{x} обов'язкова вимога до базисних функцій $\sum_{m=1}^{M_e} \varphi_m^e(\vec{x}) = 1$. Ці базисні функції наближують шуканий розв'язок, тобто для задачі розділу 2.1 — компоненти вектора переміщень $u_i, i=1,2,3$ в актуальній точці СЕ за формулою

$$u_i = \sum_{m=1}^{M_e} \varphi_m^e \cdot (q_i)_m, \quad (2.13)$$

де $(q_i)_m$ — переміщення у m -му вузлі СЕ в i -му напрямку.

Всім вимогам до базисних функцій φ_m^e відповідають простіші поліноми Лагранжа першого та другого порядку наближення (лінійні та параболічні). Саме вони й застосовуються в сучасних програмних реалізаціях МСЕ.

У МСЕ, для зручності, використовують матричний запис векторів та тензорів [96, 97, 125, 143, 144].

У випадку тривимірної скінченно-елементної моделі вектор переміщень має три компоненти, які можуть бути обчислені з компонент

вузлових переміщень $\{q\}_e = \{q_1, q_2, \dots, q_{3M_e}\}^T$ скінченного елемента за допомогою *матриці базисних функцій* $[\phi]$ (аналог формули (2.13)):

$$\{u\} = \{u_1, u_2, u_3\}^T = [\phi] \{q\}_e. \quad (2.14)$$

Вектор $\{q\}_e$ є результатом вибирання необхідних величин з глобального вектора переміщень у вузлах всього тіла $\{q\}$.

Компоненти тензора деформацій теж обчислюються з компонент вузлових переміщень $\{q\}_e$ скінченного елемента за допомогою *матриці диференціювання* $[B]$:

$$\{\varepsilon\} = \{\varepsilon_{11}, \varepsilon_{22}, \varepsilon_{33}, \gamma_{12}, \gamma_{23}, \gamma_{31}\}^T = [B] \{q\}_e, \quad (2.15)$$

з заміною ε_{ij} , $i \neq j$ на $\gamma_{ij} = 2\varepsilon_{ij}$. Вираз (2.15) є аналогом формули (2.1), тобто $\varepsilon_{ij} = (\partial u_j / \partial x_i + \partial u_i / \partial x_j) / 2$.

Компоненти тензора напружень зводяться до вектора

$$\{\sigma\} = \{\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{33}, \tau_{12}, \tau_{23}, \tau_{31}\}^T, \quad (2.16)$$

після чого лінійний закон Гука (2.4) записується як

$$\{\sigma\} = [D] \{\varepsilon^e\}, \quad (2.17)$$

де вектор пружних деформацій

$$\{\varepsilon^e\} = \{\varepsilon\} - \{\varepsilon^T\} = [B] \{q\}_e - \{\varepsilon^T\}, \quad (2.18)$$

а вектор температурних деформацій

$$\{\varepsilon^T\} = \{\alpha_{11}, \alpha_{22}, \alpha_{33}, 0, 0, 0\}^T \cdot (T - T_0) = \{\alpha_T\} \Delta T. \quad (2.19)$$

Вважається, що кожен шар композита має пружну ортотропію. Для ортотропного матеріалу в тривимірному випадку (3D-ортотропія) матрицю $[D]$ закону Гука (2.17) зазвичай записують через обернену матрицю

$$[D]^{-1} = \begin{bmatrix} 1/E_{11} & -\mu_{21}/E_{22} & -\mu_{31}/E_{33} & 0 & 0 & 0 \\ -\mu_{12}/E_{11} & 1/E_{22} & -\mu_{32}/E_{33} & 0 & 0 & 0 \\ -\mu_{13}/E_{11} & -\mu_{23}/E_{22} & 1/E_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{23} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{31} \end{bmatrix}, \quad (2.20)$$

причому $\mu_{12} / E_{11} = \mu_{21} / E_{22}$, $\mu_{13} / E_{11} = \mu_{31} / E_{33}$ та $\mu_{23} / E_{22} = \mu_{32} / E_{33}$. Матриця є симетричною, з 9-ю незалежними константами: $E_{11}, E_{22}, E_{33}, G_{12}, G_{23}, G_{31}, \mu_{12}, \mu_{23}, \mu_{31}$.

У двовимірному випадку (2D-ортотропія) закон Гука (2.17) записується у вигляді

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} E_{11} / (1 - \mu_{12}\mu_{21}) & \mu_{12}E_{22} / (1 - \mu_{12}\mu_{21}) & 0 \\ \mu_{12}E_{22} / (1 - \mu_{12}\mu_{21}) & E_{22} / (1 - \mu_{12}\mu_{21}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 / G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11}^e \\ \varepsilon_{22}^e \\ \gamma_{12}^e \end{Bmatrix}, \quad (2.21)$$

причому $\mu_{12} / E_{11} = \mu_{21} / E_{22}$; $G_{12} = E_{11}E_{22} / (E_{11} + E_{22} + 2E_{11}\mu_{12})$. Тобто матриця містить лише 3 незалежні константи: E_{11}, E_{22}, μ_{12} .

В ізотропного матеріалу незалежних пружних характеристик лише дві: модулі Юнга E й коефіцієнт Пуассона μ , тобто всі $E_{ij} = E$ й $\mu_{ij} = \mu$. Модуль зсуву пов'язаний із цими характеристиками формулою $2G = E / (1 + \mu)$.

Для двовимірної задачі є ще додаткові рівняння: $\sigma_{33} = 2G\mu(\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22}) / (1 - 2\mu)$ у випадку плоского деформованого стану (ПДС, при $\varepsilon_{33}^e = 0$); або $\varepsilon_{33} = -\mu(\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22}) / (1 - \mu)$ у випадку плоского напруженого стану (ПНС, при $\sigma_{33} = 0$). У випадку осесиметричної задачі компоненти $\varepsilon_{12} = \varepsilon_{23} = \tau_{12} = \tau_{23} = 0$.

Якщо ввести вектори об'ємних $\{O\} = \{O_1, O_2, O_3\}^T$ та поверхневих $\{p\} = \{p_1, p_2, p_3\}^T$ навантажень, підставити рівняння (2.14), (2.17) і (2.15) у функціонали (2.9) та (2.10), враховуючі довільність варіацій переміщень, у підсумку можна отримати відповідні системи рівнянь [122, 125, 143, 144]

$$[K]\{q\} = \{P\} + \{R\} = \{F\}; \quad (2.22)$$

$$[M]\{\ddot{q}\} + [C]\{\dot{q}\} + [K]\{q\} = \{P\} + \{R\} = \{F\}, \quad (2.23)$$

де глобальні матриці та вектори є результатом проведення операції збирань у відповідності до ступенів свободи вузлів скінченних елементів та просторових напрямків; узагальнено:

$$[M] = \sum_e [M]_e; \quad [C] = \sum_e [C]_e; \quad [K] = \sum_e [K]_e; \quad \{P\} = \sum_e \{P\}_e; \quad \{R\} = \sum_e \{R\}_e, \quad (2.24)$$

матриці й вектори окремих скінченних елементів

$$[M]_e = \int_{\Omega^e} [\phi]^T \{\rho\} d\Omega; \quad \{\rho\} = \{\rho, \rho, \rho\}^T; \quad (2.25)$$

$$[C]_e = \int_{\Omega^e} [\phi]^T \{\lambda\} d\Omega; \quad \{\lambda\} = \{\lambda_{11}, \lambda_{22}, \lambda_{33}\}^T; \quad (2.26)$$

$$[K]_e = \int_{\Omega^e} [B]^T [D] [B] d\Omega; \quad (2.27)$$

$$\{P\}_e = \int_{\Omega^e} [\phi]^T \{O\} d\Omega + \int_{S_p^e} [\phi]^T \{p\} dS; \quad (2.28)$$

$$\{R\}_e = \int_{\Omega^e} [B]^T [D] \{\alpha_T\} \Delta T d\Omega. \quad (2.29)$$

У системи (2.22) і (2.23) ще потрібно ввести кінематичні обмеження (2.7) на поверхні S_U , а у (2.23) – ще й початкові умови (2.11).

У більшості комерційних кодів (ANSYS, Abaqus, Nastran, інших) для прямого розв'язування системи (2.23) застосовують схему Ньюмарка інтегрування у часі [96, 122, 125], яка дозволяє позбавитися часових похідних, є стійкою та має другий порядок наближення у часі.

Відзначимо, що відгук об'єкта на ударні (короткочасні) навантаження моделюють саме шляхом прямого розв'язування системи (2.23).

При розрахунках на міцність об'єктів під впливом вібраційного та/або стохастичного динамічного навантаження, необхідно попередньо знати їх власні частоти та форми коливань.

2.3 Знаходження власних частот та форм коливань об'єктів

Для знаходження власних частот та форм коливань об'єктів, матеріал яких описується лінійним законом Гука (так званих лінійних систем), використовується окремий випадок виразу (2.23), а саме без навантаження та демпфування [96, 122, 125, 139, 143]:

$$[M]\{\ddot{q}\} + [K]\{q\} = \{0\}. \quad (2.30)$$

Вважається, що власні форми коливань є гармонійними, а їхня кількість в дискретній системі (2.30) дорівнює кількості дозволених ступенів свободи у системі (2.30), позначимо її як N (тобто у системі (2.30) видалені всі ступені

свободи вузлів (DOF), які фігурують в граничних умовах 1-го роду (2.7)). Тому для n -ї власної форми коливань вектор вузлових переміщень шукається у вигляді

$$\{q\}_n = \{w\}_n \cos \omega_n t; \quad n = 1, \dots, N, \quad (2.31)$$

де

$\{w\}_n$ – вектор амплітудних значень вузлових переміщень;

ω_n – власна кругова частота коливань;

t – час.

Після подвійного диференціювання у часі, з (2.31) маємо

$$\{\ddot{q}\}_n = -\omega_n^2 \{w\}_n \cos \omega_n t. \quad (2.32)$$

З урахуванням (2.31) й (2.32) з (2.30)

$$([K] - \omega_n^2 [M]) \{w\}_n \cos \omega_n t = \{0\}; \quad n = 1, \dots, N. \quad (2.33)$$

Оскільки вираз (2.33) дорівнює нульовому вектору в будь-який час t , то з нього можна прибрати загальні множники $\cos \omega_n t$:

$$([K] - \omega_n^2 [M]) \{w\}_n = \{0\}; \quad n = 1, \dots, N. \quad (2.34)$$

Якщо всі власні вектори $\{w\}_n$ зібрати у матрицю власних векторів

$$[W] = [\{w\}_1, \dots, \{w\}_n, \dots, \{w\}_N]; \quad n = 1, \dots, N, \quad (2.35)$$

то замість (2.34) можна записати в узагальненому вигляді

$$([K] - \omega^2 [M])[W] = [0], \quad (2.36)$$

де потрібно врахувати кінематичні обмеження (2.7) на поверхні S_U .

Нетривіальні розв'язки виразу (2.36), а саме власні частоти коливань ω_n , $n = 1, \dots, N$, знаходяться із умови, що

$$\det([K] - \omega^2 [M]) = 0, \quad (2.37)$$

якщо з матриць $[K]$ й $[M]$ виключені ступені свободи, що відповідають кінематичним обмеженням (2.7) на поверхні S_U .

З найденої власної колової частоти ω_i власна частота та період коливань

$$f_n = \omega_n / 2\pi; \quad T_n = 2\pi / \omega_n. \quad (2.38)$$

Якщо матриця мас $[M]$ не має нулів на діагоналі, тобто всі ступені свободи мають інерційну складову, то замість (2.37) зазвичай використовують так званий нормалізований вираз ($[I]$ – одинична матриця):

$$\det([M]^{-1}[K] - \omega^2[I]) = 0. \quad (2.39)$$

Інакше кажучи, знаходяться власні значення матриці $[M]^{-1}[K]$, які позначають як $\lambda_n = \omega_n^2$, $n = 1, \dots, N$, а з них $\omega_n = \sqrt{\lambda_n}$, $n = 1, \dots, N$.

З урахуванням взаємної ортогональності власних векторів $\{w\}_n$ доказано, що в пружних середовищах

$$\{w\}_m^T [M] \{w\}_n = \begin{cases} M_m, & m = n \\ 0, & m \neq n \end{cases}; \quad \{w\}_m^T [K] \{w\}_n = \begin{cases} K_m, & m = n \\ 0, & m \neq n \end{cases}. \quad (2.40)$$

Між M_m та K_m , згідно з (2.39), є такий зв'язок:

$$K_m = \omega_m^2 M_m; \quad K_m / M_m = \omega_m^2. \quad (2.41)$$

Компоненти власних векторів $\{w\}_n$ можна знайти лише з точністю до єдиного для n -ї форми коливань множника. Тому зазвичай ці компоненти нормують відповідно до умови (є й інші варіанти)

$$\{w\}_m^T [M] \{w\}_n = \begin{cases} 1, & m = n \\ 0, & m \neq n \end{cases}, \quad (2.42)$$

тобто приймають, що $\{w\}_m = \{w\}_m / \sqrt{M_m}$.

2.4 Знаходження амплітудно-частотних характеристик об'єктів, підданих гармонійному навантаженню, за методом суперпозиції мод

При старті космічної ракети з КА на борту останній піддається, окрім інерційного навантаження, гармонійним та випадковим вібраціям. Відгук будь-якого пружного об'єкта на вібрації завжди детермінований.

Амплітудно-частотні характеристики (АЧХ) об'єктів, підданих вібраційному навантаженню, є дуже важливими характеристиками цих об'єктів, знання яких дозволяє уникати небажаних резонансів.

Запишемо (2.31) у вигляді

$$\{q\}_n = \{w\}_n y_n(t); \quad n = 1, \dots, N, \quad (2.43)$$

де $y_n(t)$ – поки ще невідома функція часу.

За методом розкладання по формах власних коливань (методом суперпозиції мод, який має за основу метод Фур'є) шуканий вектор вузлових переміщень $\{q\}$ апроксимується із застосуванням перших (позначимо цю кількість як Na) форм власних коливань (див. вираз (2.43)):

$$\{q\} \approx \sum_{k=1}^{Na} \{q\}_k = \sum_{k=1}^{Na} \{w\}_k y_k(t). \quad (2.44)$$

Тоді вектори швидкостей та прискорення у вузлах

$$\{\dot{q}\} \approx \sum_{k=1}^{Na} \{\dot{q}\}_k = \sum_{k=1}^{Na} (\{w\}_k \dot{y}_k(t)); \quad \{\ddot{q}\} \approx \sum_{k=1}^{Na} \{\ddot{q}\}_k = \sum_{k=1}^{Na} (\{w\}_k \ddot{y}_k(t)). \quad (2.45)$$

Підставивши (2.44) і (2.45) у (2.23), отримуємо

$$[M] \sum_{k=1}^{Na} (\{w\}_k \ddot{y}_k(t)) + [C] \sum_{k=1}^{Na} (\{w\}_k \dot{y}_k(t)) + [K] \sum_{k=1}^{Na} (\{w\}_k y_k(t)) = \{F\}. \quad (2.46)$$

Помножимо (2.46) зліва на будь-який транспонований вектор $\{w\}_m$, причому його номер m – з діапазону від 1 до Na :

$$\begin{aligned} \{w\}_m^T [M] \sum_{k=1}^{Na} (\{w\}_k \ddot{y}_k(t)) + \{w\}_m^T [C] \sum_{k=1}^{Na} (\{w\}_k \dot{y}_k(t)) + \\ + \{w\}_m^T [K] \sum_{k=1}^{Na} (\{w\}_k y_k(t)) = \{w\}_m^T \{F\}. \end{aligned} \quad (2.47)$$

За умови відсутності в'язкого та структурного демпфування, як і у (2.40), внаслідок взаємної ортогональності власних векторів $\{w\}_n$

$$\{w\}_m^T [C] \{w\}_k = \begin{cases} C_m, & m = k \\ 0, & m \neq k \end{cases}. \quad (2.48)$$

Примітка 2.1. У присутності значного в'язкого або структурного демпфування, яким не можна знехтувати, потрібно розв'язувати рівняння (2.23) прямим інтегруванням одним із відомих методів. Якщо матрицю $[C]$ можна наблизити виразом $[C] \approx \alpha[M] + \beta[K]$ (модель однорідного масового та структурного демпфування), то вираз (2.48) буде вірним.

Оскільки власні вектори $\{w\}_n$ взаємно ортогональні, то, з урахуванням (2.40), (2.48) й $\{w\}_m^T \{w\}_m = 1$, з (2.47) суми зникнуть та залишиться тільки таке:

$$M_m \ddot{y}_m(t) + C_m \dot{y}_m(t) + K_m y_m(t) = \{w\}_m^T \{F\}; \quad m = 1, \dots, Na. \quad (2.49)$$

З (2.41) маємо, що $K_m / M_m = \omega_m^2$. Поділимо вираз (2.49) на M_m . Тоді отримаємо, що:

$$\ddot{y}_m(t) + (C_m / M_m) \dot{y}_m(t) + \omega_m^2 y_m(t) = \{w\}_m^T \{F\} / M_m; \quad m = 1, \dots, Na. \quad (2.50)$$

Далі позначимо, що

$$C_m / M_m = 2\xi_m \omega_m; \quad \{w\}_m^T \{F\} / M_m = f_m; \quad m = 1, \dots, Na, \quad (2.51)$$

де величину ξ_m називають часткою критичного демпфування для m -ої моди (fraction of critical damping for mode m [122, 139]).

Вираз (2.50) змінюється на

$$\ddot{y}_m(t) + 2\xi_m \omega_m \dot{y}_m(t) + \omega_m^2 y_m(t) = f_m; \quad m = 1, \dots, Na. \quad (2.52)$$

Щодо обчислення величини ξ_m , то пропонують таку процедуру [122, 139]:

$$\xi_m = \alpha / (2\omega_m) + \beta(\omega_m / 2) + \xi + (\xi_{\text{mod}})_m; \quad m = 1, \dots, Na, \quad (2.53)$$

де (ці значення користувач повинен ввести у відповідному діалогу ANSYS)

α – коефіцієнт однорідного масового демпфування (в'язкого зовнішнього тертя), див. Примітку 2.1;

β – коефіцієнт однорідного конструкційного демпфування (в'язко-пружного тертя), див. Примітку 2.1;

ξ – коефіцієнт стаціонарного (постійного) демпфування. Обчислюється як середній для матеріалів за формулою $\xi = \sum_{k=1}^{km} \xi_k e_k / \sum_{k=1}^{km} e_k$, в якій пружна енергія частини об'єкта з k -го матеріалу $e_k = 0.5 \{w\}_m^T [K]_k \{w\}_m$, а ξ_k – коефіцієнт демпфування для k -го матеріалу;

$(\xi_{\text{mod}})_m$ – коефіцієнт модального демпфування для m -ої частоти.

При гармонійному навантаженні модальна компонента збуджуючої сили (три варіанти запису)

$$f_m = \bar{f}_m \cos(\Omega t + \beta) = \bar{f}_m^c (\cos \Omega t + i \sin pt) = \bar{f}_m^c e^{i\Omega t}; \quad m = 1, \dots, Na, \quad (2.54)$$

де

\bar{f}_m – ампліудна модальна компонента вектора збуджуючої сили (при наявності демпфування – комплексна \bar{f}_m^c). Зверхня риска вказує на амплітудне значення;

Ω – колова частота збуджуючої сили;

β – фазовий зсув;

$i = \sqrt{-1}$, тобто є комплексною одиницею.

Під дією цієї сили, через деякий час (коли затухнуть власні коливання) переміщення, деформації та напруження будуть змінюватися зі своїми амплітудами, але з частотою вібрації. Зокрема, модальні компоненти вектора вузлових переміщень, їх швидкостей та прискорень:

$$y_m(t) = \bar{y}_m^c e^{i\Omega t}; \quad \dot{y}_m(t) = \bar{y}_m^c i\Omega e^{i\Omega t}; \quad \ddot{y}_m(t) = -\bar{y}_m^c \Omega^2 e^{i\Omega t}; \quad m = 1, \dots, Na, \quad (2.55)$$

де зверхня риска знову вказує на амплітудне значення.

Підставивши (2.54) й (2.55) у (2.52) та позбувшись єдиного для всіх компонент множника $e^{i\Omega t}$, маємо

$$(-\Omega^2 + i \cdot (2\xi_m \Omega \omega_m) + \omega_m^2) \bar{y}_m^c = \bar{f}_m^c; \quad m = 1, \dots, Na. \quad (2.56)$$

Саме з цього рівняння отримуємо *комплексне* значення амплітуди m -ої моди вузлового переміщення \bar{y}_m^c

$$\bar{y}_m^c = \frac{\bar{f}_m^c}{(\omega_m^2 - \Omega^2) + i \cdot (2\xi_m \Omega \omega_m)}; \quad m = 1, \dots, Na, \quad (2.57)$$

та з неї – *комплексну* форму виразу для *передаточної функції* АЧХ, тобто співвідношення між комплексними амплітудою m -ої моди збуджуючої сили та відгуком на неї у вигляді амплітуди m -ої моди вузлового переміщення [122, 139]:

$$\boxed{(\Phi(\Omega))_m^c = \frac{\bar{y}_m^c}{\bar{f}_m^c} = \frac{1}{(\omega_m^2 - \Omega^2) + i \cdot (2\xi_m \Omega \omega_m)}}; \quad m = 1, \dots, Na. \quad (2.58)$$

Примітка 2.2. АЧХ для лінійних пружних систем – це залежність модуля комплексної передаточної функції від частоти вібрації. Поточне значення цієї функції на деякій m -ій частоті вказує, у скільки разів амплітуда

вузлового зміщення цієї m -ої частоти відрізняється від амплітуди вузлового зміщення на частоті вібрації.

Комплексні функції \bar{f}_m^c та \bar{y}_m^c мають дійсну (Re) та уявну (Im) частини:

$$\begin{aligned}\bar{y}_m^c &= \text{Re}(\bar{y}_m^c) + i \cdot \text{Im}(\bar{y}_m^c) = \bar{y}_m + i \cdot \bar{y}_m; \\ \bar{f}_m^c &= \text{Re}(\bar{f}_m^c) + i \cdot \text{Im}(\bar{f}_m^c) = \bar{f}_m + i \cdot \bar{f}_m; \quad m = 1, \dots, Na.\end{aligned}\quad (2.59)$$

Щоб виділити дійсну та уявну частини з \bar{y}_m^c , потрібно позбутися комплексності у знаменнику, для чого помножити чисельник та знаменник першого виразу (2.57) на комплексно-спряжений вираз знаменника, тобто на $(\omega_m^2 - \Omega^2) - i \cdot (2\xi_m \Omega \omega_m)$. З урахуванням (2.59) спочатку отримаємо, що

$$\bar{y}_m + i \cdot \bar{y}_m = \frac{(\bar{f}_m + i \cdot \bar{f}_m)((\omega_m^2 - \Omega^2) - i \cdot (2\xi_m \Omega \omega_m))}{(\omega_m^2 - \Omega^2)^2 + (2\xi_m \Omega \omega_m)^2}, \quad (2.60)$$

звідкіля

$$\bar{y}_m = \frac{\bar{f}_m(\omega_m^2 - \Omega^2) + \bar{f}_m(2\xi_m \Omega \omega_m)}{(\omega_m^2 - \Omega^2)^2 + (2\xi_m \Omega \omega_m)^2}; \quad (2.61)$$

$$\bar{y}_m = \frac{\bar{f}_m(\omega_m^2 - \Omega^2) - \bar{f}_m(2\xi_m \Omega \omega_m)}{(\omega_m^2 - \Omega^2)^2 + (2\xi_m \Omega \omega_m)^2}. \quad (2.62)$$

Повне значення амплітуди m -ої моди вузлового переміщення та її фазовий зсув

$$\bar{y}_m = \sqrt{(\bar{y}_m)^2 + (\bar{y}_m)^2}; \quad \varphi_m = \arctan(\bar{y}_m / \bar{y}_m); \quad m = 1, \dots, Na. \quad (2.63)$$

Остаточно, у більш звичній формі запису, вузлове переміщення m -ої моди буде мати вигляд

$$y_m(t) = \bar{y}_m \cos(\Omega t + \varphi_m); \quad m = 1, \dots, Na, \quad (2.64)$$

а вектор вузлових переміщень, згідно з (2.44)

$$\{q\} \approx \sum_{k=1}^{Na} \{q\}_k = \sum_{k=1}^{Na} \{w\}_k y_k(t) = \sum_{k=1}^{Na} \{w\}_k \bar{y}_k \cos(\Omega t + \varphi_k). \quad (2.65)$$

Примітка 2.3. При відсутності дисипації енергії в системі з (2.63) маємо, що $\bar{y}_m = \bar{y}_m$ та фазовий зсув $\varphi_m = 0$; у формулах (2.57) і (2.58) теж

зникають уявні складові й вони приймають вигляд

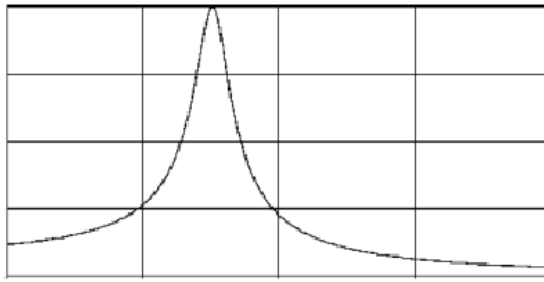
$$\bar{y}_m = \frac{\bar{f}_m}{\omega_m^2 - \Omega^2}; \quad (\Phi(\Omega))_m = \frac{\bar{y}_m}{\bar{f}_m} = \frac{1}{\omega_m^2 - \Omega^2}; \quad m = 1, \dots, Na, \quad (2.66)$$

які прогнозують нескінченні амплітуди переміщень при $\Omega = \omega_m$, тобто при резонансі по m -ій частоті. З розв'язку для одномасової системи відомо [90], що резонансна амплітуда реалізується не миттєво, а нарощується пропорційно часу. Тому перехід через резонанс без катастрофічних наслідків можливий, але його потрібно реалізовувати найшвидше.

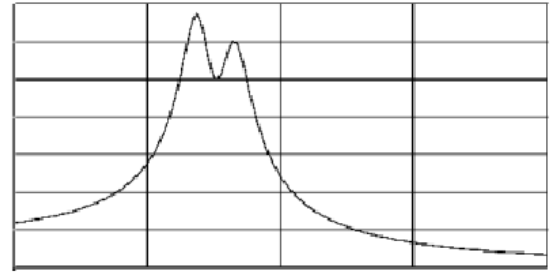
Після отримання $\{q\}$, при необхідності розрахувати напруження: в кожному скінченному елементі з номером e застосовуються формули (2.15) – (2.19), а саме послідовність формул $\{\varepsilon\} = [B]\{q\}_e$; $\{\varepsilon^T\} = \{\alpha_T\}\Delta T$; $\{\sigma\} = [D](\{\varepsilon\} - \{\varepsilon^T\})$, де $\{q\}_e$ – вибірка значень вузлових переміщень у вузлах скінченного елемента із загального для моделі об'єкта вектора вузлових переміщень $\{q\}$.

Примітка 2.4. Для побудови передаточної функції АЧХ m -ої частоти зазвичай використовують не весь діапазон частот, а деякий окіл навколо її. У ANSYS [122] є наближений *автоматичний* спосіб призначення цього околу. Враховується факт звужування піків АЧХ зі зменшенням демпфування. Спочатку для кожної m -ої частоти обчислюється значення $a_{mj} = 1 + (\xi_m)^{b_j}$, де ξ_m відповідає формулі (2.53), а показник степені $b_j = 2(s - j) / (s - 1)$, причому ціле число s призначається з діапазону 2...10 (за замовчанням $s = 4$), а ціле число $j = 1, 2, \dots, 2s$. Потім границі околу обчислюються як ω_m / a_{mj} (ліва) та $\omega_m a_{mj}$ (права) [122].

На рис.2.1 зображено характерний вигляд графіків передаточних функцій АЧХ для єдиної моди (модель з однією масою) та двох близьких мод (модель з двома різними, але майже рівними масами).



а



б

Рис.2.1. Графіки передаточної функції АЧХ для окремої моди (а) та двох близьких мод (б) [139]

Окрім передаточних функцій АЧХ для вузлових переміщень будують передаточні функції для вузлових швидкостей, прискорень та напружень. Для цього перший вираз (2.57) помножимо на $e^{i\Omega t}$ та візьмемо похідні за часом: першу та другу (згідно з (1.55) при $y_m(t) = \bar{y}_m^c e^{i\Omega t}$ маємо $\dot{y}_m(t) = \bar{y}_m^c i\Omega e^{i\Omega t}$; $\ddot{y}_m(t) = -\bar{y}_m^c \Omega^2 e^{i\Omega t}$). Потім видалимо з результату $e^{i\Omega t}$, отримаємо передаточні функції для швидкості та прискорення або сили:

$$(\Phi^*(\Omega))_m^c = \frac{\dot{\bar{y}}_m^c}{\bar{f}_m^c} = \frac{i\Omega}{(\omega_m^2 - \Omega^2) + i \cdot (2\xi_m \Omega \omega_m)}; \quad m = 1, \dots, Na. \quad (2.67)$$

$$(\Phi^{**}(\Omega))_m^c = \frac{\ddot{\bar{y}}_m^c}{\bar{f}_m^c} = \frac{-\Omega^2}{(\omega_m^2 - \Omega^2) + i \cdot (2\xi_m \Omega \omega_m)}; \quad m = 1, \dots, Na. \quad (2.68)$$

2.5 Розрахунки об'єктів під дією випадкових вібрацій

При транспортуванні КА на великі відстані, а також в процесі виведення КА на орбіту ракетою-носієм, він піддається випадковим навантаженням (вібраціям). Відгук будь-якого пружного об'єкта на навантаження завжди детермінований. Але реалізація випадкового навантаження завжди невідома, тому оцінки можна робити суцього статистично (щільність розподілу випадкової функції, стандартне відхилення, імовірність перевищення деякого значення, інше). Точні розв'язки вимагають нескінченну кількість оцінок, а це неможливо.

Вводять математичне очікування вузлових переміщень та кореляційну функцію [96, 139]

$$m_q(t) = M(\{q(t)\}); \quad K_q(t_1, t_2) = M(\{\tilde{q}\}(t_1), \{\tilde{q}\}(t_2)), \quad (2.69)$$

де

$M()$ – оператор усереднення;

$\{\tilde{q}\}(t) = \{q\}(t) - m_q(t)$ – відцентрований вектор випадкових вузлових переміщень.

Якщо $m_q(t)$ є незмінною величиною, а всі інші статистичні характеристики – незмінні щодо деякої величини зсуву в часі $\tau = t_1 - t_2$, то деяка кореляційна функція $K_q(t_1, t_2)$ залежить лише від цього зсуву у часі: $K_q(t_1, t_2) = K_q(\tau)$. Такі випадкові коливання називають *стаціонарними*. Вони можуть визначатися лише однією невинипадковою функцією – *функцією потужності спектральної щільності* $S_q(\omega)$ (Power Spectral Density – PSD), яка є дисперсією. Вона визначається на одиницю довжини частотного інтервалу, тобто:

$$S_q(\omega) = \frac{1}{2} \int_{-\infty}^{\infty} K_q(\tau) e^{-i\omega\tau} d\tau; \quad K_q(\tau) = \frac{1}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} S_q(\omega) e^{i\omega\tau} d\omega. \quad (2.70)$$

Майже всі стаціонарні випадкові навантаження відповідають умовам *ергодичності*. Це означає, що достатньо довга реалізація цих навантажень несе в собі всю інформацію про їхні статистичні властивості. Тому для ергодичних процесів осереднення по ансамблю реалізацій може бути замінено осередненням у часі.

Саме ці висновки закладені в різні методи моделювання *стаціонарних* випадкових коливань об'єктів.

У ANSYS та Nastran для цього застосований метод випадкових вібрацій (Random Vibration Method – RVD) [122, 139]. Він використовує на вході таблицю *потужності спектральної щільності* (PSD), яка повинна бути створеною для об'єкта раніше з функцій PSD для декількох актуальних частотних діапазонів. При цьому ці PSD- властивості об'єкта можуть мати і

повню кореляцію, і часткову, і зовсім її не мати. Процедура основана на обчисленні статистики кожної модальної відповіді з наступним їх об'єднанням.

Внаслідок наявності граничних умов (2.7) та початкових умов (2.11) деякі компоненти векторів вузлових переміщень $\{q\}$, швидкостей $\{\dot{q}\}$ та прискорень $\{\ddot{q}\}$ є відомими та задаються у вхідних даних. Спочатку з системи (2.23) потрібно повністю видалити ступені свободи вузлів (DOF), які відповідають *нульовим* значенням граничних умов (2.7). Для тих DOF, що *не фігурують* у граничних умовах (2.7), (2.11-б) як нульові та в початкових умовах (2.11-а), вводять поняття *вільних* від навантаження (free) DOF, їх самих та їх кількість позначають індексом f (від free), а для тих, що залишилися в системі, вводять поняття *навантажених* (restrained) DOF, їх самих та їх кількість позначають індексом r (від restrained).

Потім в системі рівнянь (2.23) відокремлюють ці DOF:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} [M_{ff}] & [M_{fr}] \\ [M_{rf}] & [M_{rr}] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\ddot{q}_f\} \\ \{\ddot{q}_r\} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} [C_{ff}] & [C_{fr}] \\ [C_{rf}] & [C_{rr}] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\dot{q}_f\} \\ \{\dot{q}_r\} \end{Bmatrix} + \\ + \begin{bmatrix} [K_{ff}] & [K_{fr}] \\ [K_{rf}] & [K_{rr}] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{q_f\} \\ \{q_r\} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \{F_f\} \\ \{F_r\} \end{Bmatrix}. \end{aligned} \quad (2.71)$$

В навантажених DOF вузлів будуть реалізовуватися переміщення, швидкість та прискорення, що задаються в граничних та початкових умовах. У вільних DOF вузлів будуть реалізовуватися переміщення, швидкість та прискорення, що є результатом накладення пружних деформацій та хвиль, що збуджуються в об'єкті. Тому подальша увага – саме до вільних DOF. В них переміщення розділяють на псевдо-статичні (усереднені) та динамічні (індекси s та d):

$$\{q_f\} = \{q_s\} + \{q_d\}. \quad (2.72)$$

Розпишемо перший рядок системи (2.71):

$$\begin{aligned} [M_{ff}](\{\ddot{q}_s\} + \{\ddot{q}_d\}) + [M_{fr}]\{\ddot{q}_r\} + [C_{ff}](\{\dot{q}_s\} + \{\dot{q}_d\}) + \\ + [C_{fr}]\{\dot{q}_r\} + [K_{ff}](\{q_s\} + \{q_d\}) + [K_{fr}]\{q_r\} = \{F_f\}. \end{aligned} \quad (2.73)$$

Якщо з (2.73) прибрати всі динамічні складові та навантаження, то залишиться вираз

$$[K_{ff}]\{q_s\} + [K_{fr}]\{q_r\} = \{0\}. \quad (2.74)$$

Далі припускається, що псевдо-статичні переміщення у вільних DOF пов'язані з переміщеннями у навантажених DOF саме через вираз (2.74), з якого

$$\{q_s\} = -[K_{ff}]^{-1}[K_{fr}]\{q_r\} = [A_{fr}]\{q_r\}. \quad (2.75)$$

Компоненти матриці $[A_{fr}] = -[K_{ff}]^{-1}[K_{fr}]$ один раз обчислюються та запам'ятовуються для майбутнього використання.

З урахуванням (2.74) вираз (2.73) приймає вигляд

$$[M_{ff}](\{\ddot{q}_s\} + \{\ddot{q}_d\}) + [M_{fr}]\{\ddot{q}_r\} + [C_{ff}](\{\dot{q}_s\} + \{\dot{q}_d\}) + [C_{fr}]\{\dot{q}_r\} + [K_{ff}]\{q_d\} = \{F_f\}. \quad (2.76)$$

Зберемо всі компоненти з індексом d в лівій частині (2.76), інші перенесемо в праву частину:

$$[M_{ff}]\{\ddot{q}_d\} + [C_{ff}]\{\dot{q}_d\} + [K_{ff}]\{q_d\} = \{F_f\} - [M_{ff}]\{\ddot{q}_s\} - [M_{fr}]\{\ddot{q}_r\} - [C_{ff}](\{\dot{q}_s\} - [C_{fr}]\{\dot{q}_r\}). \quad (2.77)$$

З (2.75) маємо, що

$$\{\dot{q}_s\} = [A_{fr}]\{\dot{q}_r\}; \quad \{\ddot{q}_s\} = [A_{fr}]\{\ddot{q}_r\}. \quad (2.78)$$

Підставимо ці вирази у (2.77) та відразу згрупуємо подібні:

$$[M_{ff}]\{\ddot{q}_d\} + [C_{ff}]\{\dot{q}_d\} + [K_{ff}]\{q_d\} = \{F_f\} - ([M_{ff}][A_{fr}] + [M_{fr}])\{\ddot{q}_r\} - ([C_{ff}][A_{fr}] + [C_{fr}])\{\dot{q}_r\}. \quad (2.79)$$

Далі вважають, що вклад частини $([C_{ff}][A_{fr}] + [C_{fr}])\{\dot{q}_r\}$ у розв'язок для $\{q_d\}$ є незначним (це так для відносно незначного демпфування) та їм нехтують (при необхідності його можна залишити, це лише збільшить час отримання розв'язку). Тоді остаточно з (2.79)

$$[M_{ff}]\{\ddot{q}_d\} + [C_{ff}]\{\dot{q}_d\} + [K_{ff}]\{q_d\} \approx \{F_f\} - ([M_{ff}][A_{fr}] + [M_{fr}])\{\ddot{q}_r\} = \{F_f^*\}. \quad (2.80)$$

В цій системі права частина є відомою. Після розв'язання системи знаходяться компоненти динамічних складових вільних DOF $\{q_d\}$, тобто

становляться відомі, згідно з (2.72) та (2.75), компоненти вільних DOF $\{q_f\} = \{q_s\} + \{q_d\}$, а значить, і всього вектора вузлових переміщень $\{q\}$.

Для розв'язування системи (2.80) знов застосовують метод суперпозиції мод. Спочатку, аналогічно (2.34), розв'язується система

$$([K_{ff}] - \omega_n^2 [M_{ff}]) \{w_f\}_n = \{0\}; \quad n = 1, \dots, f, \quad (2.81)$$

з якої знаходяться власні частоти коливань вільних DOF ω_n та відповідні їм власні вектори $\{w_d\}_n$. Потім, як і у (2.43) приймається, що

$$\{q_d\}_n = \{w_f\}_n (y_d)_n(t); \quad n = 1, \dots, f. \quad (2.82)$$

За методом суперпозиції мод шуканий вектор вузлових переміщень $\{q_d\}$ апроксимується із застосуванням перших форм власних коливань (див. вираз (2.82), позначимо цю кількість як fa :

$$\{q_d\} \approx \sum_{k=1}^{fa} \{q_d\}_k = \sum_{k=1}^{fa} \{w_f\}_k (y_d)_k(t). \quad (2.83)$$

Повторюючи процедуру (2.45) – (2.56), аналогічно (2.57) і (2.58) маємо

$$(\bar{y}_d)_m^c = \frac{(\bar{f}_f^*)_m^c}{(\omega_m^2 - \Omega^2) + i \cdot (2(\xi_f)_m \Omega \omega_m)}; \quad m = 1, \dots, fa, \quad (2.84)$$

$$\boxed{(\Phi(\Omega)_d)_m^c = \frac{(\bar{y}_d)_m^c}{(\bar{f}_f^*)_m^c} = \frac{1}{(\omega_m^2 - \Omega^2) + i \cdot (2(\xi_f)_m \Omega \omega_m)}}; \quad m = 1, \dots, fa, \quad (2.85)$$

де, згідно з (2.51), (2.40), (2.41) та (2.48)

$$(C_f)_m / (M_f)_m = 2(\xi_f)_m \omega_m; \quad m = 1, \dots, fa; \quad (2.86)$$

$$(C_f)_m = \{w_f\}_m^T [C_{ff}] \{w_f\}_m; \quad (M_f)_m = \{w_f\}_m^T [M_{ff}] \{w_f\}_m; \quad m = 1, \dots, fa; \quad (2.87)$$

$$(K_f)_m = \{w_f\}_m^T [K_{ff}] \{w_f\}_m; \quad (K_f)_m / (M_f)_m = \omega_m^2; \quad m = 1, \dots, fa. \quad (2.88)$$

Згідно з другою формулою (2.51) та (2.80) маємо вираз для $(\bar{f}_f^*)_m^c$:

$$\begin{aligned} (\bar{f}_f^*)_m^c &= \{w_f\}_m^T \{F_f^*\} / (M_f)_m = \\ &= \{w_f\}_m^T \left(\{F_f\} - ([M_{ff}][A_{fr}] + [M_{fr}]) \{\ddot{q}_r\} \right) / (M_f)_m; \quad m = 1, \dots, fa. \end{aligned} \quad (2.89)$$

Для скорочення наступних записів позначимо:

$$(\bar{f}_f^*)_m^c = G_m = \gamma_m + \{\Gamma_r\}_m^T \{\ddot{q}_r\}; \quad m = 1, \dots, fa, \quad (2.90)$$

де:

$$\gamma_m = \{w_f\}_m^T \{F_f\} / (M_f)_m; \quad m=1, \dots, fa; \quad (2.91)$$

$$\{\Gamma_r\}_m = -([M_{ff}][A_{fr}] + [M_{fr}])^T \{w_f\}_m / (M_f)_m; \quad m=1, \dots, fa. \quad (2.92)$$

Формула (2.84) – це відгук m -ої моди вільних динамічних вузлових переміщень, викликаних навантаженням об'єкта з частотою коливань Ω . Оскільки таких впливів може бути багато, то й відгуків – теж багато, а результуюче значення є комбінацією таких відгуків, і в кожний момент часу воно – інше. Тому наступне завдання – отримати відповідні статистичні характеристики.

З огляду на (2.69) і (2.70), достатньо знати передаточні функції АЧХ всіх точок тіла, щоб знайти їхні миттєві відгуки. При випадкових вібраціях тіла m -й відгук результуючої спектральної щільності реакції (дійсне число) розраховується як [122, 139]

$$S_m(\Omega) = \sum_{\alpha} \sum_{\beta} ((\Phi(\Omega)_d)_m)_{\alpha} \cdot ((\bar{\Phi}(\Omega)_d)_m)_{\beta} \cdot S_{\alpha\beta}(\Omega), \quad (2.93)$$

де $\alpha = 1, \dots, r1$ і $\beta = 1, \dots, r2$ означають два стани навантаження; риса вказує на комплексно-сполучене значення; $S_{\alpha\beta}(\Omega)$ – функція спектральної щільності (PSD) навантаження з частотою Ω .

Згідно з (2.93), для:

- динамічної частини m -ої моди

$$\begin{aligned} (S_d)_m(\Omega) = & \sum_{j=1}^H \sum_{k=1}^H (\{w_f\}_m^T)_j (\{w_f\}_m)_k \cdot \\ & \cdot \left(\sum_{\alpha=1}^{r1} \sum_{\beta=1}^{r2} (\gamma_{\alpha})_j (\gamma_{\beta})_k \Phi_{\alpha}(\Omega) \bar{\Phi}_{\beta}(\Omega) S_{\alpha\beta}(\Omega) + \right. \\ & \left. + \sum_{\alpha=1}^{r1} \sum_{\beta=1}^{r2} (\{\Gamma_r\}_{\alpha})_j (\{\Gamma_r\}_{\beta})_k \Phi_{\alpha}(\Omega) \cdot \bar{\Phi}_{\beta}(\Omega) \hat{S}_{\alpha\beta}(\Omega) \right), \end{aligned} \quad (2.94)$$

де H – кількість мод, а $r1, r2$ – кількість станів навантаження.

- псевдо-статичної частини m -ої моди

$$(S_s)_m(\Omega) = \sum_{\alpha=1}^{r1} \sum_{\beta=1}^{r2} A_{m\alpha} A_{m\beta} \left(\frac{1}{\Omega^4} \hat{S}_{\alpha\beta}(\Omega) \right); \quad (2.95)$$

- змішаної (коваріантної) частини m -ої моди

$$(S_{sd})_m(\Omega) = \sum_{j=1}^H \sum_{\alpha=1}^{r1} \sum_{\beta=1}^{r2} (\{w_f\}_m^T)_j A_{m\alpha} \left(-\frac{1}{\Omega^2} (\{\Gamma_r\}_\beta)_j \Phi_j(\Omega) \hat{S}_{\alpha\beta}(\Omega) \right). \quad (2.96)$$

У виразах (2.94) – (2.96) застосовуються різні передаточні функції АЧХ в залежності від типу таблиці PSD, а саме:

- для переміщень

$$\Phi_\alpha(\Omega) = \frac{1}{(\omega_\alpha^2 - \Omega^2) + i \cdot (2(\xi_f)_\alpha \Omega \omega_\alpha)}; \quad (2.97)$$

- для швидкості

$$\Phi_\alpha^*(\Omega) = \frac{i\Omega}{(\omega_\alpha^2 - \Omega^2) + i \cdot (2(\xi_f)_\alpha \Omega \omega_\alpha)}; \quad (2.98)$$

- для прискорення або сили

$$\Phi_\alpha^{**}(\Omega) = \frac{-\Omega^2}{(\omega_\alpha^2 - \Omega^2) + i \cdot (2(\xi_f)_\alpha \Omega \omega_\alpha)}. \quad (2.99)$$

Тепер можна розрахувати абсолютне значення середнє-квадратичного відгуку (дисперсії) m -ої моди вільного вузлового переміщення (у ANSYS – по команді PSDRES=ABS):

$$\begin{aligned} (\Delta_f)_m &= ((\sigma_f)_m)^2 = \int_0^\infty (S_d)_m(\Omega) d\Omega + \int_0^\infty (S_s)_m(\Omega) d\Omega + 2 \operatorname{Re} \left(\int_0^\infty (S_{sd})_m(\Omega) d\Omega \right) = \\ &= ((\sigma_d)_m)^2 + ((\sigma_s)_m)^2 + 2C_V((u_s)_m, (u_d)_m), \end{aligned} \quad (2.100)$$

де

$((\sigma_d)_m)^2 = (\Delta_d)_m$ – дисперсія m -ої динамічної моди вільного вузлового переміщення;

$((\sigma_s)_m)^2 = (\Delta_s)_m$ – дисперсія m -ої псевдо-статичної моди вільного вузлового переміщення;

$C_V((u_s)_m, (u_d)_m) = 0.5(\Delta_{sd})_m$ – коваріація між m -ої динамічної та псевдо-статичної моди вільного вузлового переміщення.

Якщо присутні тільки вузлові навантаження, то у (2.94) обчислюється тільки перша складова у великих дужках, а у (2.100) – тільки перша складова.

Докладно про команди та опції, які потрібно застосовувати при розрахунках в ANSYS та Nastran, описані в [122, 139].

2.6. Визначення пружної втрати стійкості елементів конструкцій за методом Ейлера із застосуванням методу скінченних елементів

Визначення пружної втрати стійкості тілом за методом Ейлера у МСЕ зводиться до послідовного розв'язування двох крайових задач [121, 122, 125]:

- статичного навантаження (про визначення початкового стану) тіла;
- визначення власних частот та форм коливань (про визначення суміжних станів) тіла з урахуванням напружень, що виникли в тілі при статичному навантаженні.

Для розв'язування першої крайової задачі використовується система алгебраїчних рівнянь (2.22) $[K]\{q\} = \{F\}$ з урахуванням граничних умов першого роду (2.7), а саме $u_i|_{S_U} = \tilde{u}_i$. Після чого, з використанням значень напружень, що виникли у тілі під навантаженням, збирається додаткова матриця $[K_\sigma]$ (формули є, не приводимо) та нова система алгебраїчних рівнянь

$$([K] + \beta_i[K_\sigma])\{q\} = \beta_i\{F\}; \quad i = 1, 2, \dots \quad (2.101)$$

В ній коефіцієнт β_i є множником, який визначає, яка частина прикладеного навантаження діє на тіло в момент пружної втрати тілом стійкості, а $i = 1, 2, \dots$ – це номер такої ситуації. Оскільки з моменту втрати тілом стійкості його конфігурація може бути неоднозначною, то матриця системи (2.101) в цей момент повинна бути виродженою, а її детермінант – дорівнювати нулю:

$$\det([K] + \beta_i[K_\sigma]) = 0; \quad i = 1, 2, \dots \quad (2.102)$$

Значення β_i вказує ступінь перевантаження ($\beta_i < 1$) або недовантаження ($\beta_i > 1$) тіла відносно i -го стану пружної втрати стійкості. Інакше кажучи, щоб отримати величину критичного навантаження, потрібно величину прикладеного навантаження помножити на β_i . Відомо, що для реалізації все

вищих форм пружної втрати тілом стійкості потрібно пришвидшувати процес прикладання навантаження.

Це й є метод Ейлера для визначення пружної втрати стійкості тілом: i – та форма втрати стійкості відповідає i – й власній формі коливань.

Для визначення локальної втрати стійкості у конструкції потрібно застосовувати повні формулювання крайових задач (див. (2.22) або (2.23)), організовувати покрокове навантаження об'єкта з автоматичним обиранням кроку навантаження [126, 127].

2.7 Про еквівалентні характеристики шаруватих композиційних матеріалів і методи їхнього визначення

У новітніх конструкціях силових платформ малих КА застосовують, як правило, шаруваті композиційні матеріали (див. розділ 1.6).

Кожний шар створюється укладанням препрега у визначеному напрямку згідно з обраною схемою армування (структурою). У випадках незмінності основних напрямків така схема описується переліком кутів викладання шарів. Якщо є циклічна повторюваність, то записують такий блок структури та нижнім індексом вказують кількість таких блоків. Якщо кількість шарів – парна, а також є симетрія структури шарів відносно середини товщини, то описують структуру до цієї середини та вказують нижній індекс s (перша буква слова *symmetric*). Приклади:

$[-45/0/45/90/-45/0/45/90/90/45/0/-45/90/45/0/-45]$ – повний запис структури;

$[(-45/0/45/90)_2/(90/45/0/-45)_2]$ – запис тієї же структури з урахуванням циклічної повторюваності;

$[(-45/0/45/90)_2]_s$ – запис тієї же структури з урахуванням циклічної повторюваності та симетричності.

Додатковими даними будуть дані про матеріали шарів та їхні товщини, які зазвичай поміщують у таблиці.

Якщо основні напрямки змінні, то застосовують інший запис, коли характерний блок схеми армування описують сумою дробових виразів, в

яких у чисельнику наводиться кількість шарів, а у знаменнику – напрям (номер або позначення осі, назва). Наприклад:

Схема армування пакета	Кількість шарів в одному пакеті	Товщина пакета, мм	Кількість пакетів
$\frac{1}{X} + \frac{1}{Y} + \frac{1}{K} + \frac{1}{45} + \frac{1}{-45}$	4	0.84	8
X, Y – осі; K – кільцевий напрям; 45, -45 – кути відносно деякого напрямку			

За "теорією пружного шару" [8, 13, 68], з деяким наближенням, кожний шар КМ вважають пружним та 3D-ортотропним. Тоді він описується 9-ма пружними характеристиками: модулі Юнга E_{11} , E_{22} й E_{33} , модулі зсуву G_{12} , G_{23} й G_{31} , а також коефіцієнти Пуассона μ_{12} , μ_{23} й μ_{31} , де індекси 1, 2, 3 вказують напрями головних осей анізотропії. Можливий окремий випадок – трансверсальна ізотропія [8, 13, 109].

Оскільки при формуванні виробу з композита шари викладаються під різними кутами, то результуючі пружні характеристики будуть мати зовсім інші значення. З деяким наближенням, багатошаровий композиційний матеріал теж вважають 3D-ортотропним, який має (узагальнено) теж 9 пружних характеристик. Їх називають "еквівалентними", "усередненими" або "ефективними".

Є дві групи методів знаходження "ефективних" характеристик:

- теоретичні [8, 13, 31];
- експериментальні (натурні [16, 108, 123, 124] та чисельні [20]).

Теоретичними є такі методи:

- правило суміші. Внесок кожної складової враховується через вагові коефіцієнти V_i (відносні частини), крім того враховуються кути спрямування головних осей анізотропії. Є метод Фойхта (верхня оцінка) та метод Рейсса (нижня оцінка). За методом Фойхта деяка результуюча характеристика

$$\chi = V_1\chi_1 + V_2\chi_2 + \dots = \sum V_i\chi_i, \quad (2.103)$$

а за методом Рейсса

$$1/\chi = V_1/\chi_1 + V_2/\chi_2 + \dots = \sum(V_i/\chi_i). \quad (2.104)$$

Є й інші формули, які дають, зазвичай, проміжні значення [8]. Для їх отримання може складатися повна система рівнянь пружного відгуку композита на дію одиничних навантажень (силових та/або температурних), з урахуванням відсутності розшарувань (тобто сумісності переміщень) й умови статичної рівноваги. Один з таких методів буде застосовуватися та докладно описаний в розділі 4.3;

- енергетичні (варіаційні) методи. Умовою еквівалентності є рівність значень роботи зовнішніх навантажень точної та еквівалентної моделі;
- статистичні методи.

Натурні та чисельні методи знаходження "ефективних" пружних характеристик такі: на розтяг/стиск зразка, на згин, на зсув; а для знаходження "ефективних" коефіцієнтів температурного розширення – на нагрівання. Чисельні методи повинні фактично повторювати умови натурних, але у чисельному експерименті.

Зразки можуть бути гладкими, а також з вирізами або надрізами, тобто спеціальними.

Знайдені у натурних або чисельних експериментах значення дев'яти модулів пружності та трьох коефіцієнтів температурного розширення зазвичай корегують так, щоб виконувалися умови 3D-ортотропії (як варіант – трансверсальної ізотропії).

Викладенню методів знаходження "ефективних" модулів присвячено велика кількість публікацій, зокрема, й декілька монографій. Доволі детальний огляд цих методів можна знайти в книзі [8].

З урахуванням значного розкиду значень характеристик пружності в реальних композитах вважається, що найпростіші формули знаходження "ефективних" модулів дають достатню для практичних застосувань точність їх визначення.

Застосування "ефективних" модулів дозволяє із задовільною точністю розраховувати переміщення, швидкості та прискорення в композитних елементах конструкцій під дією навантажень, а також власні форми та

частоти коливань. Але напруження усереднюються, тому основний недолік "ефективних" характеристик такий: не дозволяють вірно оцінювати навантаження шарів композиційного матеріалу, зокрема й у зонах концентрації напружень [32].

2.8 Феноменологічні критерії міцності шаруватих композиційних матеріалів

Коротку довідку з критеріїв міцності КМ наведемо за матеріалами статті [56], яка містить огляд феноменологічних критеріїв міцності шаруватих КМ станом на 2012 рік. Полімерні КМ є окремим випадком КМ, тому всі розглянуті критерії можуть застосовуватися і для них.

Як позначено в статті [56], всі критерії міцності КМ діляться на дві великі групи: структурні (мікромеханічні) та макроструктурні (феноменологічні). Відомо, що структурні моделі міцності не завжди дають більш точні оцінки, ніж феноменологічні. Тому в інженерній практиці зазвичай використовують останні.

Феноменологічні критерії (далі – просто критерії) не виводяться, а постулюються [56]. Шаруваті ПКМ розглядаються як суцільне середовище, шари якого мають деяку симетрію властивостей (зазвичай – пружну ортотропію або трансверсальну ізотропію). За характеристику матеріалу використовують експериментально отримані величини, позначимо їх через F (з індексами).

Найбільш загальний критерій для КМ – це вираз

$$(F_i \sigma_i)^\alpha + (F_{ij} \sigma_i \sigma_j)^\beta + (F_{ijk} \sigma_i \sigma_j \sigma_k)^\gamma + \dots \leq 1; \quad i, j, k = 1, 2, \dots, 6, \quad (2.105)$$

де

σ_i – матричні позначення тензора напружень;

F_i, F_{ij}, F_{ijk} – матричні позначення так званих тензорів міцності.

Окремий практично значимий випадок – тензорно-поліноміальний критерій

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j + F_{ijk} \sigma_i \sigma_j \sigma_k + \dots \leq 1; \quad i, j, k = 1, 2, \dots, 6. \quad (2.106)$$

Характеристики F_i, F_{ij}, F_{ijk} визначають в головних осях анізотропії. Для цього використовують спеціальні зразки на розрив (індекс t – від stretching), стиск (індекс c – від compression), зсув та їхню комбінацію. Результатом є межі міцності: X_t, Y_t, Z_t – на розрив; X_c, Y_c, Z_c – на стиск; R, S, T – на зсув, проведений в головних площинах 23, 13 й 12 відповідно.

Основні феноменологічні критерії міцності шаруватих композитних матеріалів наведені в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1

Основні феноменологічні критерії міцності шаруватих композитних матеріалів

Критерій (автори)	Формулювання
Гольденבלата, Копнова	$F_i \sigma_i + (F_{ij} \sigma_i \sigma_j)^{1/2} \leq 1$
Цая-Ву	$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j \leq 1$; обов'язково $F_{ii} F_{jj} - F_{ij}^2 \geq 0$
Узагальнений критерій Мізеса	$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j \leq 1$ при $-\sqrt{F_{ii} F_{jj}} = 2F_{ij}$
Максимальних напружень	$-X_c \leq \sigma_1 \leq X_t; -Y_c \leq \sigma_2 \leq Y_t; -Z_c \leq \sigma_3 \leq Z_t;$ $ \sigma_4 \leq R; \sigma_5 \leq S; \sigma_6 \leq T$
Максимальних деформацій	$-X_{\varepsilon c} \leq \varepsilon_1 \leq X_{\varepsilon t}; -Y_{\varepsilon c} \leq \varepsilon_2 \leq Y_{\varepsilon t}; -Z_{\varepsilon c} \leq \varepsilon_3 \leq Z_{\varepsilon t};$ $ \varepsilon_4 \leq R_\varepsilon; \varepsilon_5 \leq S_\varepsilon; \varepsilon_6 \leq T_\varepsilon$
Цая-Хілла	$\left(\frac{\sigma_1}{X_n}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y_n}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_3}{Z_n}\right)^2 - \left(\frac{1}{X_n^2} + \frac{1}{Y_n^2} - \frac{1}{Z_n^2}\right) \sigma_1 \sigma_2 - \left(\frac{1}{Z_n^2} + \frac{1}{X_n^2} - \frac{1}{Y_n^2}\right) \sigma_1 \sigma_3 -$ $-\left(\frac{1}{Y_n^2} + \frac{1}{Z_n^2} - \frac{1}{X_n^2}\right) \sigma_2 \sigma_3 + \left(\frac{\sigma_4}{R}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_5}{S}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_6}{T}\right)^2 \leq 1$

Хоффмана	$\frac{1}{2}\left(\frac{1}{Y_c Y_t} + \frac{1}{Z_c Z_t} - \frac{1}{X_c X_t}\right)(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + \frac{1}{2}\left(\frac{1}{Z_c Z_t} + \frac{1}{X_c X_t} - \frac{1}{Y_c Y_t}\right)(\sigma_3 - \sigma_1)^2 +$ $+ \frac{1}{2}\left(\frac{1}{X_c X_t} + \frac{1}{Y_c Y_t} - \frac{1}{Z_c Z_t}\right)(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}\right)\sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}\right)\sigma_2 +$ $+ \left(\frac{1}{Z_t} - \frac{1}{Z_c}\right)\sigma_3 + \left(\frac{\sigma_4}{R}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_5}{S}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_6}{T}\right)^2 \leq 1$
----------	--

У критерії Цая-Хілла величини X_n, Y_n та Z_n дорівнюють X_c, Y_c, Z_c або X_t, Y_t, Z_t у залежності від знака нормальних напружень $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ відповідно.

Наприклад, у критерії Цая-Ву для анізотропного КМ кількість матеріальних констант (та дослідів) дорівнює 27, а для ортотропного – 12. Недолік цього критерію: для визначення змішаних характеристик F_{ij} при $i \neq j$ необхідні двовісні навантаження, тобто складні зразки. Щоб цього уникнути, застосовують умову $F_{ii}F_{jj} - F_{ij}^2 \geq 0$, записуючі її у вигляді $c\sqrt{F_{ii}F_{jj}} = F_{ij}$, де $|c| \leq 1$. При $c = -1/2$ та ізотропному матеріалі гранична поверхня критерію Цая-Ву вироджується в циліндр Мізеса.

У таблиці 2.2 наведені вирази для визначення характеристик F_i, F_{ij} .

Таблиця 2.2

Вирази для визначення характеристик F_i, F_{ij} квадратичних поліноміальних критеріїв міцності ортотропних матеріалів [56]

F_i, F_{ij}	Узагальнений критерій Мізеса	Критерій Цая-Хілла	Критерій Хоффмана	КМН (у поліноміальній формі)	КМД (у поліноміальній формі)
F_1	$\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}$	0	$\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}$	$\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}$	$F_1^4 + \frac{S_{12}}{S_{22}}F_2^4 +$ $+ \frac{S_{13}}{S_{33}}F_3^4$

F_2	$\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_C}$	0	$\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_C}$	$\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_C}$	$F_2^A + \frac{S_{12}}{S_{11}} F_1^A +$ $+ \frac{S_{23}}{S_{33}} F_3^A$
F_3	$\frac{1}{Z_t} - \frac{1}{Z_C}$	0	$\frac{1}{Z_t} - \frac{1}{Z_C}$	$\frac{1}{Z_t} - \frac{1}{Z_C}$	$F_3^A + \frac{S_{13}}{S_{11}} F_1^A +$ $+ \frac{S_{23}}{S_{22}} F_2^A$
F_{12}	$-\frac{1}{2\sqrt{X_t X_C Y_t Y_C}}$	$-\frac{1}{2} \left(\frac{1}{X_n^2} + \right.$ $\left. + \frac{1}{Y_n^2} - \frac{1}{Z_n^2} \right)$	$-\frac{1}{2} \left(\frac{1}{X_t X_C} + \right.$ $\left. + \frac{1}{Y_t Y_C} - \frac{1}{Z_t Z_C} \right)$	$-\frac{F_1 F_2}{2}$	**

Подовження таблиці 2.2

F_{13}	$-\frac{1}{2\sqrt{X_t X_C Z_t Z_C}}$	$-\frac{1}{2} \left(\frac{1}{Z_n^2} + \right.$ $\left. + \frac{1}{X_n^2} - \frac{1}{Y_n^2} \right)$	$-\frac{1}{2} \left(\frac{1}{Z_t Z_C} + \right.$ $\left. + \frac{1}{X_t X_C} - \frac{1}{Y_t Y_C} \right)$	$-\frac{F_1 F_3}{2}$	**
F_{23}	$-\frac{1}{2\sqrt{Y_t Y_C Z_t Z_C}}$	$-\frac{1}{2} \left(\frac{1}{X_n^2} + \right.$ $\left. + \frac{1}{Y_n^2} - \frac{1}{Z_n^2} \right)$	$-\frac{1}{2} \left(\frac{1}{Y_t Y_C} + \right.$ $\left. + \frac{1}{Z_t Z_C} - \frac{1}{X_t X_C} \right)$	$-\frac{F_2 F_3}{2}$	**
F_{11}	$1/(X_t X_C)$	$1/X_n^2$	$1/(X_t X_C)$	$1/(X_t X_C)$	**
F_{22}	$1/(Y_t Y_C)$	$1/Y_n^2$	$1/(Y_t Y_C)$	$1/(Y_t Y_C)$	**
F_{33}	$1/(Z_t Z_C)$	$1/Z_n^2$	$1/(Z_t Z_C)$	$1/(Z_t Z_C)$	**
F_{44}	$1/R^2$	$1/R^2$	$1/R^2$	$1/R^2$	$1/R^2$
F_{55}	$1/S^2$	$1/S^2$	$1/S^2$	$1/S^2$	$1/S^2$
F_{66}	$1/T^2$	$1/T^2$	$1/T^2$	$1/T^2$	$1/T^2$

Величини F_1^A, F_2^A, F_3^A у критерії максимальних деформацій (КМД) відповідають F_1, F_2, F_3 , що обчислюються для критерію максимальних напружень (КМН). Помічені в таблиці 2.2 як ** формули наведені в (2.107).

$$\begin{aligned}
F_{11} &= \frac{1}{X_t X_c} + \left(\frac{S_{12}}{S_{22}} \right)^2 \frac{1}{Y_t Y_c} + \left(\frac{S_{13}}{S_{33}} \right)^2 \frac{1}{Z_t Z_c} - \frac{S_{13}}{S_{33}} F_1^A F_3^A - \frac{S_{12}}{S_{22}} F_1^A F_2^A - \frac{S_{12}}{S_{22}} \frac{S_{13}}{S_{23}} F_2^A F_3^A; \\
F_{22} &= \frac{1}{Y_t Y_c} + \left(\frac{S_{12}}{S_{11}} \right)^2 \frac{1}{X_t X_c} + \left(\frac{S_{23}}{S_{33}} \right)^2 \frac{1}{Z_t Z_c} - \frac{S_{12}}{S_{11}} F_1^A F_2^A - \frac{S_{23}}{S_{33}} F_2^A F_3^A - \frac{S_{12}}{S_{11}} \frac{S_{23}}{S_{33}} F_1^A F_3^A; \\
F_{33} &= \frac{1}{Z_t Z_c} + \left(\frac{S_{13}}{S_{11}} \right)^2 \frac{1}{X_t X_c} + \left(\frac{S_{23}}{S_{22}} \right)^2 \frac{1}{Y_t Y_c} - \frac{S_{13}}{S_{11}} F_1^A F_3^A - \frac{S_{23}}{S_{22}} F_2^A F_3^A - \frac{S_{13}}{S_{11}} \frac{S_{23}}{S_{22}} F_1^A F_2^A; \\
F_{12} &= \frac{S_{12}}{S_{11}} \frac{1}{X_t X_c} + \frac{S_{12}}{S_{22}} \frac{1}{Y_t Y_c} + \frac{S_{13} S_{23}}{S_{33}^2} \frac{1}{Z_t Z_c} - \frac{1}{2} \left(\frac{S_{12}^2}{S_{11} S_{22}} + 1 \right) F_1^A F_2^A - \\
&\quad - \frac{1}{2} \left(\frac{S_{13} S_{12}}{S_{11} S_{33}} + \frac{S_{23}}{S_{33}} \right) F_1^A F_3^A - \frac{1}{2} \left(\frac{S_{12} S_{23}}{S_{22} S_{33}} + \frac{S_{13}}{S_{33}} \right) F_2^A F_3^A; \\
F_{13} &= \frac{S_{13}}{S_{11}} \frac{1}{X_t X_c} + \frac{S_{13}}{S_{33}} \frac{1}{Z_t Z_c} + \frac{S_{12} S_{23}}{S_{22}^2} \frac{1}{Y_t Y_c} - \frac{1}{2} \left(\frac{S_{13}^2}{S_{11} S_{33}} + 1 \right) F_1^A F_2^A - \\
&\quad - \frac{1}{2} \left(\frac{S_{12} S_{13}}{S_{11} S_{22}} + \frac{S_{23}}{S_{22}} \right) F_1^A F_2^A - \frac{1}{2} \left(\frac{S_{13} S_{23}}{S_{22} S_{33}} + \frac{S_{12}}{S_{22}} \right) F_2^A F_3^A; \\
F_{23} &= \frac{S_{23}}{S_{22}} \frac{1}{Y_t Y_c} + \frac{S_{23}}{S_{33}} \frac{1}{Z_t Z_c} + \frac{S_{12} S_{23}}{S_{11}^2} \frac{1}{X_t X_c} - \frac{1}{2} \left(\frac{S_{23}^2}{S_{22} S_{33}} + 1 \right) F_1^A F_2^A - \\
&\quad - \frac{1}{2} \left(\frac{S_{12} S_{23}}{S_{11} S_{22}} + \frac{S_{13}}{S_{11}} \right) F_1^A F_2^A - \frac{1}{2} \left(\frac{S_{23} S_{13}}{S_{11} S_{33}} + \frac{S_{12}}{S_{11}} \right) F_2^A F_3^A.
\end{aligned} \tag{2.107}$$

За даними [135], відсоток використання критеріїв міцності для КМ у світовій практиці приблизно така: КМД – 30%, КМН – 22%, Цая-Хілла – 17%, Цая-Ву – 11%, всі інші – 20%.

2.9 Висновки з розділу

1. Наведені короткі відомості про постановки крайових задач – теорій термопружності (статичної та динамічної), та метод їх розв'язування – метод

скінченних елементів. Рівняння МСЕ отримують з рівнянь термопружності застосуванням варіаційного принципу Лагранжа, що забезпечує баланс між роботами зовнішнього навантаження та роботою напружень на переміщеннях.

2. Описані окремі випадки динамічної задачі: знаходження власних частот та форм коливань об'єктів, знаходження амплітудно-частотних характеристик об'єктів, підданих динамічному гармонійним та випадковим вібраціям, за методом суперпозиції мод.

3. Розглянута реалізація ідеї методу Ейлера у методі скінченних елементів із визначення пружної втрати стійкості тіла.

4. Розглянуте поняття еквівалентних характеристик шаруватих композиційних матеріалів і охарактеризовані методи їхнього визначення.

5. Розглянуті феноменологічні критерії міцності шаруватих композиційних матеріалів.

Вся інформація розділу є теоретичною основою розрахунків на жорсткість та конструкційну міцність для будь-яких об'єктів КА, зокрема – ТРС конструкцій КА класу "Січ-2М".

РОЗДІЛ 3 МЕТОДИКИ ПРИЙНЯТТЯ ОБҐРУНТОВАНИХ КОНСТРУКТОРСЬКИХ РІШЕНЬ СТВОРЕННЯ ТА ВДОСКОНАЛЕННЯ КОМПОЗИЦІЙНИХ ТРС СИЛОВИХ КОНСТРУКЦІЙ СВРЗ ДЛЯ КА КЛАСУ "СІЧ-2М"

Перехід до композиційних матеріалів, які дозволяють забезпечити одночасно температурну та розмірну стабільність силових конструкцій КА, потребує прийняття обґрунтованих конструкторських рішень, що можливо лише із застосуванням наукових підходів.

У вступі було відзначено наступне. Оскільки першочергова мета – отримати терморозміростабільну (ТРС) силову конструкцію СВРЗ, то потрібно реалізувати таку причинно-наслідкову послідовність: спочатку – забезпечення ТРС, потім – РС і лише потім – міцності та ресурсу. Всі ці характеристики взаємопов’язані, тому повинні розглядатися в комплексі.

У цьому розділі розглядаються методики, що розроблені та дозволяють обґрунтовано конструювати ТРС силові конструкції оптичних СВРЗ та платформ, на які вони встановлюються.

Загальну основу цих методик розглянемо на прикладі ТРС силової конструкції об’єктива приймального блоку оптичного СВРЗ.

3.1 Загальна характеристика ТРС корпусу оптичного СВРЗ

Несуча конструкція об’єктива приймального блоку (далі – **НК ОПБ** або просто корпус) – структурний елемент оптичного СВРЗ з осьовою оптичною схемою, підтримуючий оптичні дзеркала. Його головне завдання – забезпечити задану ТРС та розмірну стабільність (РС) розташування оптичних дзеркал під час операційного циклу КА.

Конструкція корпусу – циліндрична оболонка з підсиленими краями та діафрагмами (рис.3.1).

Розміри корпусу: висота 420 мм, внутрішній діаметр 550 мм, товщина стінок 4 мм, підсилених країв 15 мм.

Завдання забезпечення заданої ТРС та РС корпусу формалізовано через фізико-механічні властивості матеріалу корпусу. Вони повинні забезпечити наступні показники конструкції [138]:

- величина температурної деформації (в напрямку поздовжньої осі корпусу) між площинами закріплення первинних і вторинних дзеркал при дії космічного навколишнього середовища за час температурної зміни в межах $10\pm 5^{\circ}\text{C}$ не повинна перевищувати 0.002 мм;
- при перевантаженні величиною 1g в напрямку, перпендикулярному поздовжньої осі корпусу, повне зміщення площини закріплення вторинного дзеркала відносно площини закріплення первинного дзеркала не повинне перевищити ± 0.015 мм.

Крім того, маса корпусу не повинна перевищити 8 кг.



**Рис.3.1 Силова конструкція об'єктива приймального блоку
(НК ОПБ, корпусу) СВРЗ**

3.2 Теоретична основа аналітичного методу проектування композиційної ТРС оболонкової конструкції з ПКМ

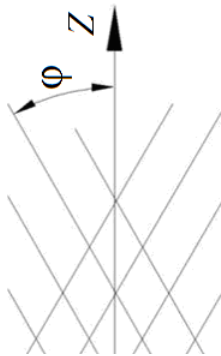
Для КА класу "Січ", з метою підвищення ТРС конструкції СВРЗ, прийнято рішення виконувати корпус із шаруватого КМ на основі однонаправлених стрічок. При цьому потрібно було обрати марку вуглецевої

стрічки та епоксидного сполучного, визначитися зі структурою композита, тобто з кутами намотування та порядком розташування шарів, виходячи з вимог отримання необхідних значень температурного подовження корпусу в напрямку його осі, а також жорсткості корпусу.

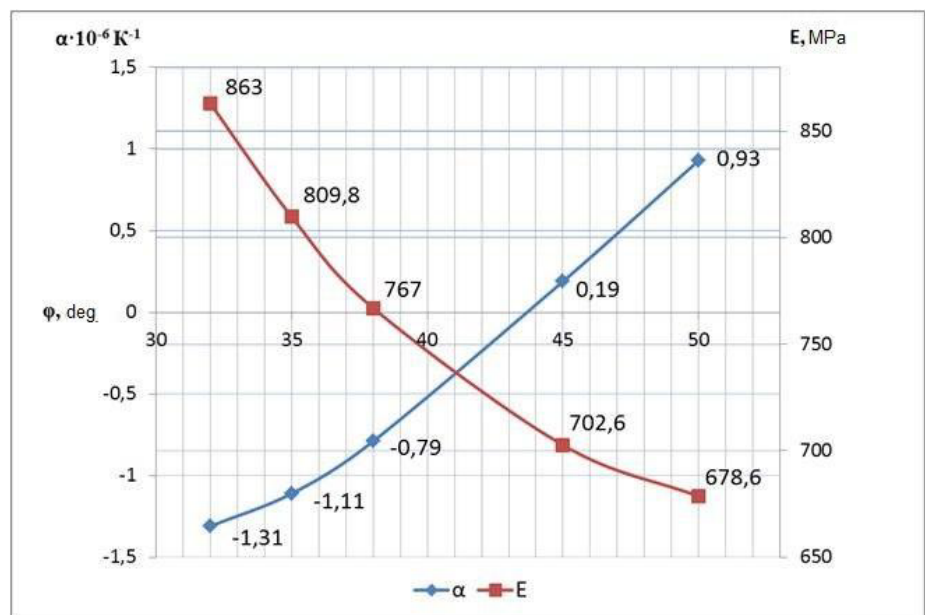
У технічному завданні на розробку корпусу наведена така вимога: при зміні температури на 10°C взаємне переміщення торців уздовж поздовжньої осі не повинне перевищувати 2 мкм.

Температурне подовження характеризується через коефіцієнт температурного лінійного розширення матеріалу, а жорсткість – через модуль Юнга в актуальному для виробу напрямку.

Як виявилось, вказані характеристики по різному залежать від кута намотування (рис.3.2-а) стрічки при створенні циліндричної оболонки (корпуса): збільшення однієї супроводжується зменшенням іншої, та навпаки.



а



б

Рис.3.2 Схема орієнтації волокон відносно повздовжньої осі корпусу (а); модуль пружності Юнга та коефіцієнт температурного лінійного розширення в залежності від кута орієнтації волокон (б), перераховані на напрямок вісі *Z*

Зазвичай коефіцієнт температурного лінійного розширення вуглецевої нитки є незначним (порядку $10^{-6} K^{-1}$), а епоксидної матриці – великим (до $60 \cdot 10^{-6} K^{-1}$). Навпаки, жорсткість нитки дуже велика відносно жорсткості сполучного. Для пояснення принципу отримання від'ємної температурної деформації оболонки в напрямку осі Z достатньо уявити, як деформується "ромб" на рис.3.2-а. При нагріванні "ромба" його ребра майже не подовжуються (стримує жорстка вуглецева нитка з малим КТЛР), а ширина "ромба" значно збільшується за рахунок розширення епоксидної матриці з великим КТЛР, причому викликає додаткове зменшення довжини найбільшої діагоналі "ромба" за рахунок Пуассона ефекту. Відношення діагоналей "ромба" (більшої до меншої) зменшується, кут φ збільшується, але не суттєво.

Отже, при нагрівання циліндричної оболонки, створеної з відносно малими кутами намотування φ (див. рис.3.2-а), вуглецеві нитки не дають матриці значно змінювати довжину в напрямку осі корпусу, а в поперечному напрямку – не заважають збільшити його діаметр на відносно значну величину. Через Пуассонів ефект тонкостінна оболонка, створена при малих кутах намотування φ , при нагріванні може навіть скорочуватися.

З метою підвищення розмірної стабільності оболонки та для забезпечення достатнього рівня її стійкості необхідно деяку частину шарів укладати при нульовому значенні кута φ . Тобто задача отримання потрібного температурного подовження оболонки має багато варіантів рішення.

Для розрахункової оцінки проектування схем намотування зазначеного композиту відпрацювали методику, яка дозволила на ПЕОМ достатньо швидко вираховувати "ефективні" коефіцієнт температурного лінійного розширення та модуль пружності Юнга, які реалізуються в напрямку повздовжньої осі корпусу.

Методика складається з таких етапів:

- вибір матеріалів для створення композитної оболонки: вуглецевої нитки та епоксидної смоли; визначення їх модулів пружності та КТЛР;

- призначення декількох пробних, симетричних відносно середини товщини, схем армування стінки оболонки. Схема армування містить деяку частку волокон, орієнтованих вздовж осі оболонки (осі Z), а інші – під кутами $\pm\varphi$, як це вказано на рис.3.2-а. Оскільки в наступних розрахунках порядок розташування шарів з різними кутами не буде впливати на результати, то одним з додаткових параметрів моделі буде K – відношення загальної товщини шарів з волокнами, розташованими вздовж осі оболонки (осі Z), до загальної товщини шарів з волокнами, розташованими під кутами $\pm\varphi$;

- створення в ANSYS моделі з одного шаруватого тривимірного скінченного елемента (CE) у формі куба з розміром сторін, який дорівнює половини товщини стінки оболонки;

- призначення в ANSYS умов закріплення вузлів CE. Для визначення "еквівалентних" модулів пружності Юнга та КТЛР це – умови симетрії відносно трьох площин (див. рис.3.3-а). Для визначення "еквівалентних" модулів пружності на зсув – це одна умова симетрії по товщині, та додаткові умови, які дозволяють кубічному за формою CE деформуватися в ромб (див. рис.3.3-б);

- призначення в ANSYS умов силового навантаження: три варіанти – розтягування (або стискання) CE в перпендикулярних напрямках відносно вільних від закріплення сторін CE (для отримання модулів пружності Юнга та коефіцієнтів Пуассона), та ще три варіанти – розтягування (або стискання) CE в діагональних напрямках, щоб CE моделював рівномірний зсув;

- призначення в ANSYS умов температурного "навантаження" (окремі задачі): початкова та поточна температури (однакові для всього CE). Умови закріплення – як для отримання модулів пружності Юнга;

- проведення розрахунків для всіх варіантів та виведення результатів розрахунків: переміщень та деформацій;

- визначення "еквівалентних" пружних модулів та КТЛР;

- побудова графіків зміни отриманих характеристик, з урахуванням кута орієнтації волокон φ (рис.3.2-б).

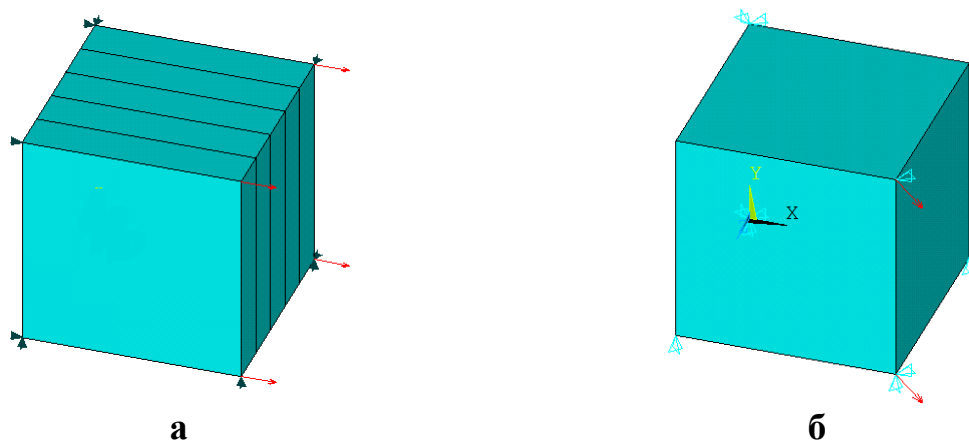


Рис.3.3 Схеми закріплень вузлів шаруватого тривимірного СЕ для визначення "ефективних" модулів пружності та КТЛР

За результатами чисельних розрахунків "еквівалентні" модулі Юнга визначаються за формулами

$$E_x = PL / (U_x L^2) = P / (U_x L); \quad E_y = P / (U_y L); \quad E_z = P / (U_z L), \quad (3.1)$$

де

P – результуюча сила, прикладена до СЕ;

L – довжина сторони кубічного за формою СЕ;

U_x, U_y, U_z – зміщення вузлів сторони СЕ, до якої прикладене навантаження.

"Еквівалентні" коефіцієнти Пуассона визначаються за формулами

$$\mu_{xy} = -\varepsilon_y / \varepsilon_x; \quad \mu_{yz} = -\varepsilon_z / \varepsilon_y; \quad \mu_{zx} = -\varepsilon_x / \varepsilon_z, \quad (3.2)$$

де

$\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ – деформації у вузлах сторони СЕ, до якої прикладене навантаження.

"Еквівалентні" модулі зсуву визначаються за однотипними формулами, наприклад, модуль зсуву

$$G_{xy} = P(1 + \varepsilon_2 - \varepsilon_3) / (\sqrt{2}L^2(\varepsilon_2 + \varepsilon_3)), \quad (3.3)$$

де

ε_2 – відносна деформація СЕ вздовж діагоналі, що розтягується:

ε_3 – відносна деформація СЕ вздовж діагоналі, що зменшує свій розмір.

"Еквівалентні" коефіцієнти температурного лінійного розширення визначаються за формулами

$$\alpha_x = U_x / L\Delta T; \quad \alpha_y = U_y / L\Delta T; \quad \alpha_z = U_z / L\Delta T, \quad (3.4)$$

де

U_x, U_y, U_z – зміщення вузлів сторони СЕ у вказаному напрямку;

$\Delta T = T - T_0$ – величина зміни температури від початкової до поточної.

Отже, за результатами обчислень для конкретних марок вуглецевої стрічки та епоксидної смоли, а також схеми намотування, будуються графіки зміни отриманих характеристик, з урахуванням кута орієнтації волокон φ (рис.3.2-б). Ці графіки вказують на схеми та кути намотування вуглецевої стрічки, які забезпечують близький до нуля від'ємний коефіцієнт температурного лінійного розширення α_z . При цьому потрібно слідкувати, щоб жорсткість (через модуль Юнга) могла задовольняти вимогам розмірної стабільності корпусу при силовому навантаженні.

При проектуванні корпусу (див. рис.3.1), за розробленою методикою розрахунки проводили як у попередній фазі проекту, так і в заключній. Вони дозволили визначитися з марками матеріалів та схемою армування КМ. Зокрема, для корпусу оптичного СВРЗ, призначеного для встановлення на КА "Січ-2М", було обрано вуглецеву стрічку марки ТС-36S-12К та епоксидне сполучне марки ЭДП-69У. Характеристики односпрямованого шару вуглепластика ТС-36S-12К / ЭДП-69У наведено в таблиці 3.1.

Таблиця 3.1

Фізико-механічні характеристики односпрямованого шару вуглепластика ТС-36S-12К / ЭДП-69У

Модулі пружності, МПа			Модулі зсуву, МПа			Коефіцієнти Пуассона			КТЛР, 1 / C°		
E_{11}	E_{22}	E_{33}	G_{12}	G_{23}	G_{31}	μ_{12}	μ_{23}	μ_{31}	α_{11}	α_{11}	α_{11}
$1.32 \cdot 10^5$	6500	6500	3500	2300	3500	0.32	0.5	0.32	$1.4 \cdot 10^{-7}$	$30 \cdot 10^{-6}$	$30 \cdot 10^{-6}$

Густина вуглепластика ТС-36S-12К/ЭДП-69У складає $\rho = 1490 \text{ кг/м}^3$.

Для чисельних розрахунків, згідно з узагальненою схемою армування пакета (див. таблицю 3.2) та розробленою методикою, були підраховані "еквівалентні" характеристики пакета (див. таблицю 3.3).

Таблиця 3.2

Узагальнена схема армування пакета

Схема армування пакета	Кількість шарів в одному пакеті	Товщина пакета, мм	Кількість пакетів
$\frac{3}{K} + \frac{2}{41} + \frac{2}{-41}$	4	4	1

Таблиця 3.3

"Еквівалентні" фізико-механічні характеристики пакету з шарів вуглепластика ТС-36S-12К/ЭДП-69У, циліндрична система координат R, θ, Z

Модулі пружності, МПа			Модулі зсуву, МПа			Коефіцієнти Пуассона			Коефіцієнти температурного лінійного розширення, $1 / C^{\circ}$		
E_R	E_{θ}	E_Z	$G_{R\theta}$	$G_{\theta Z}$	G_{ZR}	$\mu_{R\theta}$	$\mu_{\theta Z}$	μ_{ZR}	α_R	α_{θ}	α_Z
7950	16320	67090	2600	20460	3210	0.19	0.22	0.0036	$41.22 \cdot 10^{-6}$	$8.78 \cdot 10^{-6}$	$-0.68 \cdot 10^{-6}$

Нагадаємо, що від'ємне значення α_Z потрібно мати для того, щоб компенсувати температурні деформації металевих закладних, на яких закріплюються дзеркала і матеріал яких має позитивне значення КТЛР.

Ця методика затверджена та використовується для обчислення характеристик матеріалів конструкцій, застосовуваних у космічних апаратах, розроблювальних ДП «КБ «Південне». Всі розрахункові характеристики показали добре узгодження з результатами натурних експериментів.

Як приклад наведемо циліндричну обичайку, виконану з вуглепластика.

У технічному завданні на розробку обичайки наведена така вимога: при зміні температури на $10^{\circ}C$ взаємне переміщення торців уздовж поздовжньої осі не повинне перевищувати 2 мкм.

Було виготовлено два екземпляри обичайки. Перший екземпляр – технологічний, був виготовлений зі схемою армування, що забезпечує міцність обичайки (ще до розроблення методики, що описана вище). На цьому екземплярі були проведені випробування по визначенню переміщення торців. Результати випробувань показали, що переміщення торців обичайки склало 6.23 мкм, що не задовольнило вимоги технічного завдання (ТЗ).

Перед виготовленням дослідного зразка за допомогою розробленої та описаної вище методики була підібрана схема армування з метою задоволення вимогам ТЗ, та були розраховані переміщення.

Результати розрахунку наведені на рисунку 3.4.

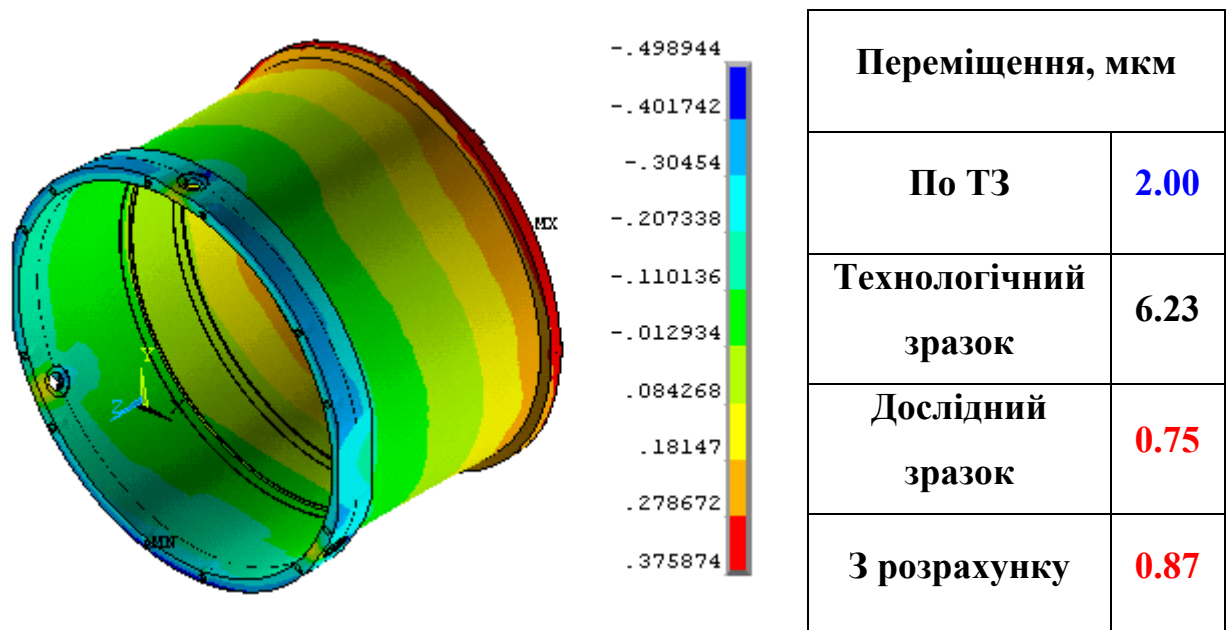


Рис.3.4 Переміщення в обичайці в напрямку поздовжньої осі при зміні температури на 10°C , мкм

Для підтвердження достовірності розрахунків проводили натурні випробування (див. пункт 3.1.4 і підрозділ 3.3). Виявилося, що у дослідному зразку (у вигляді тонкостінної циліндричної оболонки) отриманий коефіцієнт температурного лінійного розширення вздовж поздовжньої осі оболонки склав $\alpha \approx -0.47 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$, що задовольняє вимогам. А розрахунок реального корпусу дав задовільні значення переміщення місць кріплення дзеркал у

повздовжньому напрямку величиною -0.00016 мм (на 1 мм відстані) при допустимій величині ± 0.0022 мм.

Отже, створена надійна теоретична основа методу проектування ТРС оболонкової конструкції з ПКМ, яка необхідна для розробки перспективних СВРЗ. Це дозволяє оцінювати необхідні фізико-механічні особливості структури ПКМ в попередній фазі проекту, визначаючи структуру ПКМ (кути намотування, кількість шарів, їх товщини та інше) та компоненти композиційного матеріалу.

Крім того, враховувалося, що потрібно застосовувати полімерні композитні матеріали (ПКМ) на основі вуглецевої нитки, доступної в Україні. При цьому, внаслідок протилежної спрямованості залежностей $\alpha(\varphi)$ й $E(\varphi)$ (як це слідує з графіків рис.3.2-б), вимоги ТРС і РС оболонкової конструкції конфліктують, тому міцність виробу зменшується відносно інших існуючих у світі ПКМ, на користь пріоритетної ТРС. Це вимагає більш ретельного обґрунтування міцності елементів КА з ПКМ обраної структури з обраних складових.

3.3 Інженерна методика конструювання композиційного ТРС корпусу оптичного СВРЗ

З огляду на позитивні результати застосування створеної та описаної вище методики проектування ПКМ з прогнозованими характеристиками, а також з метою зведення коригувань конструкції до мінімуму, була розроблена інженерна методика проектування терморозміростабільних оболонкових конструкцій з композиційних матеріалів.

Вихідними даними для проектування оболонкової конструкції обрали:

- конфігурацію та геометричні розміри оболонки;
- масу та положення центрів мас елементів, що кріпляться до оболонки;
- розташування елементів, до яких пред'явлені вимоги зі стабільності розмірів;
- значення допустимих деформацій/переміщень;

- значення робочого діапазону температур, для якого повинне виконуватися вимога по стабільності розмірів;
- напрямок і значення діючих навантажень.

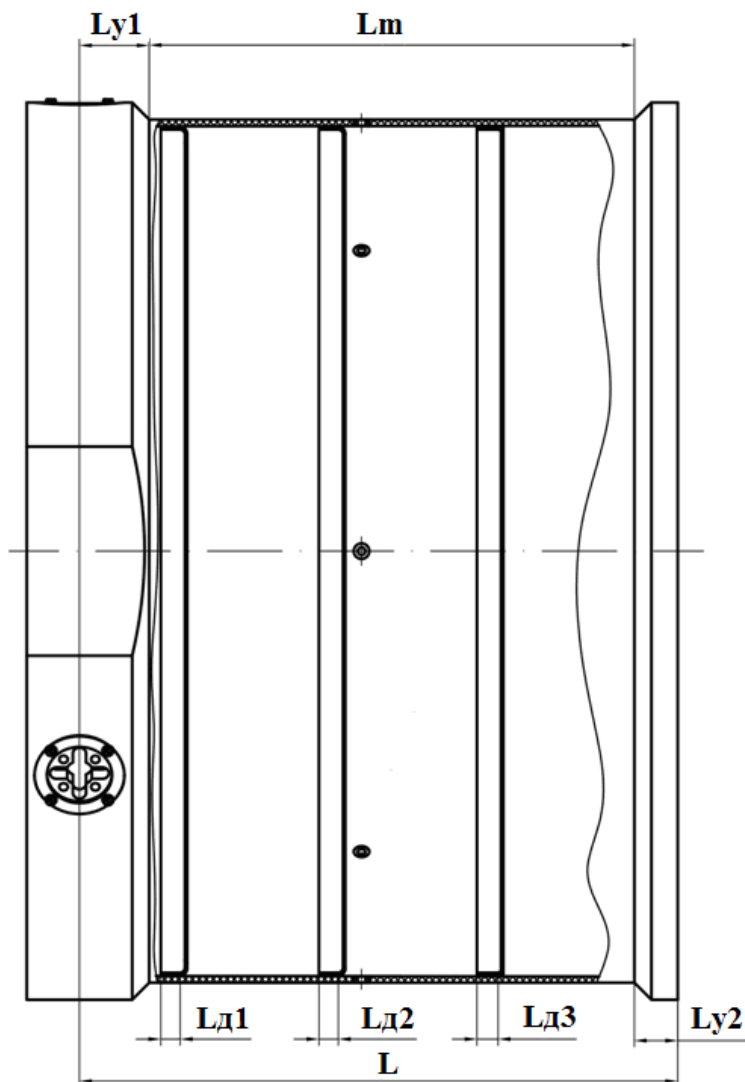


Рис.3.5 Розрахункова схема ділянок корпусу

На рис.3.5 зображена розрахункова схема ділянок корпусу, де позначено:

l_y – сумарна довжина стовщень;

l_o – сумарна довжина діафрагм по полках, що приклеюється к обичайці;

l_m – довжина частин саме обичайки корпусу без частин над діафрагмами;

l – робоча довжина корпусу, яка визначається від площини кріплення вторинного дзеркала до втулок для пальців кріплення головного дзеркала.

Для кожної частини вибирається схема армування по відомим фізико-механічним властивостям шару вуглепластика, зокрема по КТЛР, нормальному й зсувному модулю пружності й т.п., залежно від схем армування, як це описано в п.3.1.2. Для визначення значення КТЛР, також як і для вибору схеми армування, використовуються розрахункові характеристики шару вуглепластика, які можуть бути уточнені надалі експериментально.

Для кожної частини конструкції визначається сумарний КТЛР вуглепластика. Сумарний КТЛР ділянки корпусу зі стовщенням розраховується за правилом сумішей:

$$\alpha_{my} = \alpha_m + (\alpha_y - \alpha_m) \frac{E_y \delta_y}{E_m \delta_m + E_y \delta_y}, \quad (3.5)$$

де

E_y, E_m – модулі поздовжньої пружності стовщень та обичайки корпусу;

δ_y, δ_m – їхні товщини;

α_y, α_m – їхні коефіцієнти температурного лінійного розширення відповідно.

КТЛР ділянок з діафрагмами визначається аналогічно (за правилом сумішей):

$$\alpha_{m\delta} = \alpha_m + (\alpha_\delta - \alpha_m) \frac{E_\delta \delta_\delta}{E_m \delta_m + E_\delta \delta_\delta}, \quad (3.6)$$

де

E_δ, E_m – модулі поздовжньої пружності діафрагм й обичайки корпусу;

δ_δ, δ_m – їхні товщини;

α_δ, α_m – їхні коефіцієнти температурного лінійного розширення відповідно.

З причини відносно невеликих довжин підсилень корпусу схема армування цих підсилень може бути прийнята така ж, як і схема армування

обичайки для запобігання місцевого короблення. Це спрощує не тільки виготовлення, а й розрахунок, оскільки оболонка з підсиленням країв розраховується як оболонка з місцевими збільшеннями товщини.

Сумарна температурна деформація вуглепластикової частини корпусу обчислюється за формулою:

$$\Delta l = \sum l_i \alpha_i \Delta T, \quad (3.7)$$

де

l_i – довжини складових частин: стовщень, обичайки під діафрагми, самої обичайки;

ΔT – розрахункова зміна температури.

Якщо отриманий результат виявляється незадовільним, то розрахунок повторюється зі зміною вхідних параметрів до одержання прийнятних результатів.

Після отримання задовільного результату щодо ТРС силової конструкції, проводиться її розрахунок на міцність, а саме на два випадки навантаження: на стійкість і на зсув.

Перевірка на пружну стійкість для циліндричних конструкцій здійснюється за формулою [77, 98]:

$$P_{кр} = 2\pi k E \delta^2, \quad (3.8)$$

де

$P_{кр}$ – критична сила втрати стійкості при стискуванні циліндричної оболонки;

k – коефіцієнт, що враховує характер закріплення конструкції;

E – повздовжній модуль пружності матеріалу;

δ – товщина стінки оболонки.

Перевірка міцності конструкції при зсувних навантаженнях здійснюється на основі величини критичної сили втрати стійкості при зсуві циліндричної оболонки $Q_{кр}$, яка обчислюється за формулою [70, 98] (схема навантаження тут не принципова, не приводимо):

$$Q_{KP} = \pi R \delta E \sqrt{0,58 \frac{R}{l} \left(\frac{\delta}{R} \right)^{\frac{5}{2}}}, \quad (3.9)$$

де

R – радіус оболонкової конструкції;

δ – товщина стінки оболонки;

E – усереднений модуль пружності матеріалу.

Всі проведені розрахунки на спроектованій за пріоритетними вимогами ТРС конструкції дали позитивні результати і по ТРС, і по РС, і по міцності, і по стійкості.

3.4 Традиційна методика випробування ТРС корпусу оптичного СВРЗ

Кожний спроектований з використанням аналітичного методу корпус оптичного приладу випробовувався на терморозміростабільність.

Метою було визначення реального зміщення між площинами кріплення головного та вторинного дзеркал, в напрямку повздовжньої осі.

Схема встановлення корпусу та вимірювачів на випробувальній плиті зображена на рис.3.6.

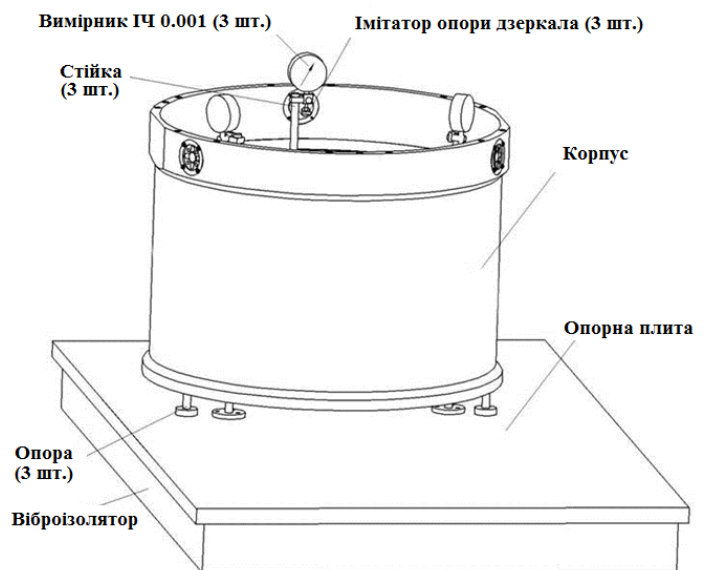


Рис.3.6 Схема встановлення корпусу та вимірювачів на випробувальній плиті

У три втулки корпусу перпендикулярно його осі замість штатних сферичних опор кріплення головного дзеркала монтувалися спеціальні опори, що мають плоскі шліфовані горизонтальні закінцівки (рис.3.7), які виконують роль опор для вимірювачів годинникового типу.

На внутрішній і зовнішній поверхнях несучої конструкції приладу вздовж однієї твірної встановлювали 6 термодатчиків з відповідними позначеннями (рис.3.8).

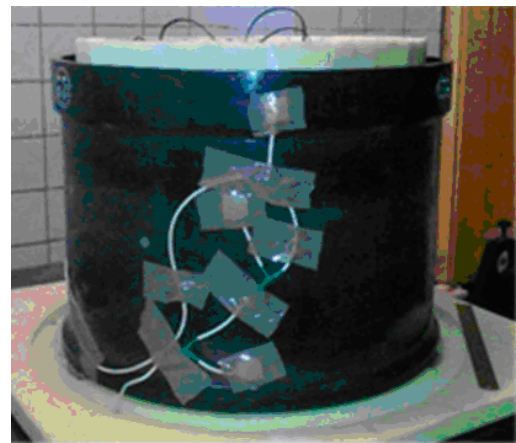
Далі конструкцію розміщували в спеціальному термобоксі, що складається із внутрішньої й зовнішньої обшивки, днища та верхньої кришки, виконаних з екструдованого пінополістиролу, товщиною 30 мм (рис.3.9). У ньому проводили зміну температури на $10 \pm 0.5^\circ\text{C}$ та проводили виміри.



Рис.3.7 Опора-імітатор сферичних опор кріплення головного дзеркала в корпусі



а



б

Рис.3.8 Розташування температурних датчиків на внутрішній (а) та зовнішній (б) поверхні корпусу

Конструкція встановлювалася на скляні опори через сталеві кульки. Верхня частина кульок була вперта в різьбові отвори на торці корпусу. На всій внутрішній поверхні зовнішньої обшивки термобокса та зовнішньої поверхні внутрішньої обшивки кріпилися плівкові нагрівачі. Для вирівнювання температур по об'єму конструкції в кришку термобокса монтувалися мініатюрні вентилятори (6 шт.).



Рис.3.9 Корпус в теплоізоляційному боксі

У внутрішній простір термобокса на магнітних тримачах установлювалися три масивні сталеві стійки (рис.3.10). У цих стійках перпендикулярно їхньої осі були просвердлені отвори, у які встановлювалися циліндричні тримачі вимірників переміщень, зроблені з інвару. У верхній і нижній частині на поверхні однієї зі стійок закріплювалися два термодатчика.



а



б

Рис.3.10 Внутрішній простір термобокса зі стійками для кріплення вимірювачів переміщень

Випробування проводилися в такий спосіб:

- підготовлена до випробувань конструкція поміщувалася в термобокс;

- встановлювалися в робоче положення вимірники переміщень;
- проводилася фіксація початкових показників всіх термодатчиків і вимірювачів;
- включався нагрівач, розташований на зовнішній обшивці й виконувалося повільне нагрівання конструкції до температури $+10^{\circ}\text{C}$ щодо вихідної температури в приміщенні;
- у процесі нагрівання для забезпечення більш рівномірного розподілу температури по конструкції корпусу в ручному режимі короткочасно включався нагрівач, установлений на внутрішній обшивці термобокса;
- протягом усього часу нагрівання (~ 30 хвилин) працювали вентилятори, установлені на кришці термобокса;
- після досягнення необхідної температури та максимально можливого вирівнювання її значення на внутрішній і зовнішній поверхнях конструкції фіксувалися значення температур і лінійних переміщень;
- далі, протягом 15 хвилин утримували досягнуту температуру та робили чергові виміри.

При обробці отриманих експериментальних даних проводилося усереднення величин розподілу температур по конструкції корпусу та оснащенню. Також враховували величини переміщень, зумовлених подовженнями стійок, вимірювачів і скляних опор. При цьому приймалося, що значення коефіцієнтів температурного лінійного розширення скла $K8$ становить $8.3 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$, а нержавіючої сталі, відповідно, $13 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$.

За результатами даних випробувань середнє значення взаємного зсуву об'єктів контролю при збільшенні температури корпусу на 10°C склало мінус 0.75 ± 0.54 мкм, а розрахункове значення склало мінус 0.56 мкм.

Жорсткість корпусу була визначена під навантаженням силою у 140 Н, що приблизно еквівалентно перевантаженню у 1 g, яке може завдати сумарно дзеркала, корпус та бленди. На верхньому торці закріплювалася технологічна пластина, до центра якої в радіальному напрямку прикладалося навантаження. На рис.3.11 показано, яким чином встановлювалися

вимірювачі переміщень. Випробування проводилися декілька разів, зі зміною напрямку дії навантаження (моделює її повертання навколо вісі корпусу). Виявилося, що взаємне зміщення кріплення вторинного дзеркала відносно площини кріплення первинного дзеркала складало до 5 мкм.

Обидві характеристики корпусу виявилися меншими, ніж гранично допустимі.

Висновок: запропонована методика аналітичного розрахунку розміростабільних оболонкових конструкцій з композиційних матеріалів дозволяє на проектному етапі спрогнозувати та оцінити температурні деформації конструкції, а також її жорсткість. Можливість застосування даної методики була підтверджена випробуваннями на розміростабільність, як на трубчастих зразках, так і на реальній конструкції з вуглепластика.



Рис.3.11 До випробування жорсткості корпусу під дією силового навантаження

3.5 Про прецизійну методику випробування терморозміростабільності несучих конструкцій КА класу "Січ-2М"

Для проведення випробувань на ТРС силових конструкцій технічного проекту КА типу "Січ-2М", згідно з програмами випробувань [46], була розроблена та реалізована сучасна прецизійна методика [29, 49].

Випробування проводяться на масивній технологічній плиті діаметром 4.6 м, встановленої на відмітку 0.7 м відносно підлоги на гумові амортизатори, які забезпечують демпфування вібрацій будівлі. Об'єкт встановлюється на плиту на кульові опори, закривається теплозахисним

кожухом з пінопласту (див. рис.3.12). Дзеркала СВРЗ замінюються імітаторами з відповідними характеристиками.

Система та методика проведення вимірів розроблена і реалізована фахівцями ДНУ ім. О. Гончара. Для вимірювання відносних переміщень базових поверхонь несучих конструкцій використовуються індикатори годинникового типу з точність вимірів ± 0.001 мм та камери зовнішнього спостереження за ними. Для вимірювання відносних переміщень дзеркал застосовується система, яка базується на лазерно-оптичній технології безконтактних вимірів. Це забезпечує прецизійну точність вимірів.



Рис.3.12 Корпус СВРЗ на технологічній плиті, випробування на ТРС

Названа методика затверджена та успішно застосовувалася для випробувань на ТРС силових конструкцій: об'єктива переднього (силова конструкція об'єктива "П"), об'єктива заднього (силова конструкція

об'єктива "З") та об'єктива приймального блока (силова конструкція ОПБ), а також рами моноблока [22], за темою "Об'єктив".

Ці випробування повинні проводитися з кожним екземпляром несучих конструкцій технічного проекту КА та СВРЗ для отримання реальних характеристик ТРС силових конструкцій.

3.6 Висновки з розділу

1. Розроблена теоретична основа аналітичного методу проектування ТРС оболонкової конструкції з ПКМ, яка ґрунтується на великій різниці коефіцієнтів температурного лінійного розширення шару ПКМ у різних напрямках та на ефекті Пуассона.

2. Показано, що, комбінуючи шари з різними кутами намотування вуглецевих нитей, можна одержати потрібне, навіть від'ємне, значення коефіцієнта температурного лінійного розширення в головному напрямку. Але при цьому зменшується модуль пружності та характеристики міцності в цьому напрямку, тому виникає проблема обирання вуглецевих нитей з такими характеристиками, які одночасно забезпечать терморозміростабільність, жорсткість та міцність силової конструкції.

3. На прикладі силової конструкції об'єктива приймального блоку (НК ОПБ, корпус) СВРЗ показані розроблені методики прийняття обґрунтованих конструкторських рішень створення та вдосконалення ТРС силових конструкцій СВРЗ для КА класу "Січ-2М".

Результати розробок цього розділу опубліковані в статтях [21, 62, 65] та докладалися на науково-технічних конференціях [50, 63, 66, 67, 136, 138].

РОЗДІЛ 4 МЕТОДИКИ СТВОРЕННЯ ОБҐРУНТОВАНИХ СКІНЧЕННО-ЕЛЕМЕНТНИХ МОДЕЛЕЙ ТРС СИЛОВИХ КОНСТРУКЦІЙ СВРЗ ДЛЯ КА КЛАСУ "СІЧ-2М"

Можливості існуючих видів розрахунків (аналітичний, напіваналітичний, чисельний) показують, що адекватну методику для визначення статичних і динамічних характеристик реальних тонкостінних конструкцій зі складною геометрією та із композиційних матеріалів можна одержати тільки на основі чисельних методів.

Використання сучасного чисельного методу – методу скінченних елементів (МСЕ, див. розділ 2.2) задовольняє всім вимогам для розв’язування крайових задач даного типу. Однак для одержання коректних результатів при його використанні необхідно створювати адекватні дискретні моделі досліджуваних об’єктів зі скінченних елементів (СЕ).

4.1 Загальна характеристика скінченно-елементних моделей тонкостінних конструкцій з шаруватих композитів і композитів із стільниковим наповнювачем

При створюванні адекватних дискретних моделей силових конструкцій КА з композиційних матеріалів потрібно враховувати, що сучасні програмні коди ANSYS, Nastran, Abaqus та інші мають СЕ з апроксимаціями переміщень вузлів СЕ лише першого та другого порядку. Для отримання напружень ці апроксимації один раз диференціюються – отримуються деформації (формула (2.15)) , лише потім застосовується закон Гука (2.17), тому напруження в границях СЕ отримуються або постійними, або такими, що змінюються лінійно [122, 125, 139, 143, 144]. Крім цього, вказані програмні коди мають, зокрема, потрібні для розрахунків конструкцій із композиційних матеріалів двовимірні та тривимірні СЕ, що можуть моделювати всі варіанти анізотропії однорідного матеріалу та шаруватого

композиційного. Ці програми можуть розв'язувати потрібні типи крайових задач: статичний аналіз, частотний аналіз, гармонійні та випадкові вібрації.

З цього робимо висновок, що у МСЕ можна створити такі скінченно-елементні моделі пластин із шаруватих композиційних матеріалів [122, 125, 139, 143, 144]:

- на основі шаруватого двовимірного (оболонкового) СЕ (позначимо як варіант **I**). Таких СЕ може бути лише один на всю товщину пластини. Найменша кількість вузлів у моделі, добра точність по переміщенням, але напруження визначаються тільки на наріжних поверхнях двовимірного СЕ;

- на основі шаруватого тривимірного СЕ (варіант **II-n**). Таких СЕ може бути $n \geq 1$ на всю товщину пластини. Зазвичай кожний такий СЕ (по товщині) містить один пакет шарів композитного матеріалу. Збільшена кількість вузлів у моделі, добра точність по переміщенням, але напруження по товщині СЕ моделюються по лінійному закону і без розривів, тобто далеко від реальності. Розриви напружень виникають лише при переході від одного СЕ (одного пакета) до іншого;

- на основі звичайного тривимірного СЕ, одного (варіант **III-n**). Таких СЕ може бути $n \geq 1$ на товщину кожного шару композита. Ще більша кількість вузлів у моделі, добра точність по переміщенням. Оскільки напруження по товщині СЕ моделюються по лінійному закону, то розриви напружень виникають при переході від одного шару СЕ до іншого;

- на основі звичайних тривимірних СЕ, у деякої кількості апроксимуючих окремо матрицю та наповнювач (ниті) в кожному шарі композита (варіант **IV**). Добра точність по переміщенням. Оскільки напруження по товщині СЕ моделюються по лінійному закону, то розриви напружень виникають при переході від наповнювача (ниті) до матриці. Це максимально наближений варіант моделювання структури шаруватого композита у МСЕ, але потребує великі потужності ЕОМ.

Більш докладні відомості про можливі варіанти скінченно-елементних моделей пластини з ПКМ наведено в першій частині таблиці 4.1.

Таблиця 4.1

Варіанти скінченно-елементних моделей пластин (оболонок) із шаруватих композиційних матеріалів

(позначення: T – температура, U – переміщення, ω – власні частоти, w – власні форми коливань, σ – напруження)

Варіант	Опис моделі	Тип СЕ	Переваги	Недоліки	Застосування
Тонка шарувата пластина з ПКМ					
I	3 шаруватих двовимірних СЕ: один СЕ по товщині пластини	Laminate	Найменша кількість вузлів у моделі; добра точність по T , U , ω та w	Всі величини – тільки на наріжних поверхнях	Визначення T , U та σ на поверхнях пластини, а також визначення ω й w . Верифікація інших моделей
II-n, $n \geq 1$	3 шаруватих тривимірних СЕ: n СЕ по товщині пластини. Кожний СЕ містить 1 пакет шарів ПКМ	Solid laminate	Середня кількість вузлів у моделі; добра точність по T , U , ω та w	Напруження по товщині СЕ – по лінійному закону. Розриви напружень – між СЕ	Визначення T , U , ω та w
III	3 тривимірних СЕ: один СЕ по товщині пластини, еквівалентні характеристики ПКМ	Solid	Мала кількість вузлів у моделі; добра точність по T , U , ω та w	Напруження по товщині пластини – по лінійному закону	Визначення T , U , ω та w
III-n, $n \geq 1$	3 тривимірних СЕ: n СЕ по товщині кожного шару пластини	Solid	Велика кількість вузлів у моделі; добра точність по T , U , ω , w та σ	Напруження по товщині СЕ – по лінійному закону	Визначення T , U , ω , w , а також σ на поверхнях та всередині пластини. Верифікація інших моделей
IV	3 тривимірних СЕ, апроксимуючих окремо матрицю та наповнювач у кожному шарі композита	Solid	Найбільша кількість вузлів у моделі; найвища точність розв'язків	Розриви напружень між наповнювачем і матрицею. Великі потужності ЕОМ	Пошукові (наукові) розрахунки нових композитних матеріалів. Верифікація інших моделей

Стільникова панель: пластина з ПКМ – стільниковий наповнювач – пластина з ПКМ					
Is	3 шаруватих двовимірних СЕ: один СЕ по товщині панелі	Laminate	Найменша кількість вузлів у моделі	Всі величини – тільки на наріжних поверхнях. Точність розв’язків залежить від товщини панелі	Визначення T , U та σ на поверхнях стільникової панелі, а також визначення ω й w
Ps-n	Пластини – як у варіанті II-n , $n \geq 1$. Стільниковий наповнювач – як один шар з еквівалентними характеристиками	Solid laminate	Середня кількість вузлів у моделі	Напруження по товщині СЕ – по лінійному закону без розривів. Розриви напружень – при переході від СЕ до СЕ. Точність розв’язків залежить від товщини панелі	Визначення T , U , ω та w відносно тонких панелей
III-s-n,m	Пластини – як у варіанті III-n , $n \geq 1$. Стільниковий наповнювач – з двовимірних СЕ, що апроксимують його геометрію ($m \geq 1$ – кількість СЕ по товщині цього наповнювача)	Solid, Plate	Велика кількість вузлів у моделі; добра точність по T , U , ω , w та σ	Напруження по товщині СЕ – по лінійному закону. Розриви напружень – при переході від СЕ до СЕ	Визначення T , U , ω , w , а також σ на поверхнях та всередині стільникової панелі. Верифікація інших моделей

Примітка: розв’язок з теплового потоку розподіляється аналогічно напруженням.

Щодо стільникових панелей, то вони, окрім двох поверхневих шарів із шаруватого КМ, мають проміжний стільниковий шар, який додатково потрібно апроксимувати. Тобто ситуація ускладнюється. Цей проміжний стільниковий шар можна апроксимувати (див. другу частину таблиці 4.1):

- в рамках перших двох підходів для шаруватих композитів, описаних вище, причому стільниковий наповнювач повинний бути представленим як один суцільний шар з еквівалентними характеристиками (варіанти **I_s** та **II_{s-n}** відповідно);

- на основі звичайного двовимірного СЕ, одного або у більшій кількості СЕ на товщину стільника, повторюючи його геометрію (варіант **III_{s-n,m}**). При цьому виникає проблема узгодження цієї СЕ зі СЕ наріжних шарів панелі: не можна мати незв'язаних вузлів (незв'язані вузли – як би тріщина між стільником та наріжним шаром). Ця проблема вирішується застосуванням вузлів з узгодженими координатами, а також введенням зв'язків (одновимірних СЕ).

З огляду на все це, варіант створення скінченно-елементної моделі елемента конструкції із шаруватого композиційного матеріалу або стільникової панелі потрібно обирати в залежності від того, яку характеристику необхідно отримати в результаті розрахунків: температуру, тепловий потік, переміщення, деформації, напруження, власні частоти коливань, передаточні функції, тощо. Тобто – від типу крайової задачі.

Методики створення обґрунтованих скінченно-елементних моделей ТРС силових конструкцій СВРЗ для КА "СіЧ-2М" є загальними, тому продемонструємо їх на прикладі ТРС панелі корпусу блока корисного навантаження КА.

4.2 Загальна характеристика композитної ТРС панелі корпусу блока корисного навантаження КА

На рис.4.1 зображений загальний вигляд комп'ютерної моделі ТРС корпусу оптичного СВРЗ панельного типу, який виявився найбільш вдалим

серед декількох розроблених сканерів для КА "Січ-2М". Цей сканер встановлюється на ТРС панель корпусу блока корисного навантаження (панель корпусу БКН), схема якої, з розташованими на неї приладами, зображена на рис.4.2 (прилади зображені тригранними призмами, щоб показати місця їхнього кріплення до платформи, яких завжди три).

В силових частинах обох цих об'єктів застосовані стільникові панелі.

Панель корпусу БКН [110, 111] виконана у вигляді тришарової стільникової конструкції з обшивкою з вуглепластика. Панель являє собою клеєну конструкцію, основу якої становить каркас (по периметру), виконаний трубами з вуглепластику, прямокутного поперечного перерізу, з'єднаних між собою фітингами з титану. Всередині панелі перебуває стільниковий заповнювач на основі алюмінієвої фольги. Каркас зі стільниковим заповнювачем з торців зашитий вуглепластиком.

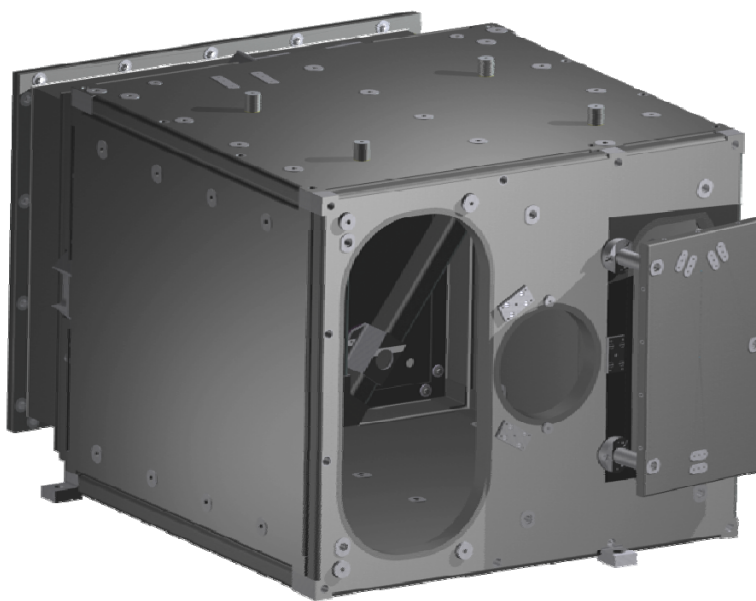


Рис.4.1 Загальний вигляд ТРС корпусу оптичного СВР3 панельного типу

Труби – прямокутного перетину $76 \times 50 \times 2$ мм, у яких прорізані прямокутні отвори для встановлення вкладишів з вуглепластику.

Товщина обшивань панелі становить 2.4 мм.

Розмір сторони шестигранного осередку стільникового заповнювача панелі дорівнює 6.0 мм, товщина фольги – 0.023 мм. Товщина стільникового заповнювача 76 мм.

На поверхні панелі, на кронштейнах з вуглепластику 1 та 2 (див. рис.4.2), розташовані прилади корисного навантаження.

Кронштейни під прилади корисного навантаження до панелі кріпляться за допомогою болтового з'єднання й додатково підсилюються приклеєними куточками з вуглепластику. Кронштейни являють собою оболонкові конструкції, що складаються з передньої й задньої стінок з оболонкою між ними. Оболонки й стінки кронштейнів склеєні між собою. Усередині кронштейни підсилюються приклеєними куточками з вуглепластику.

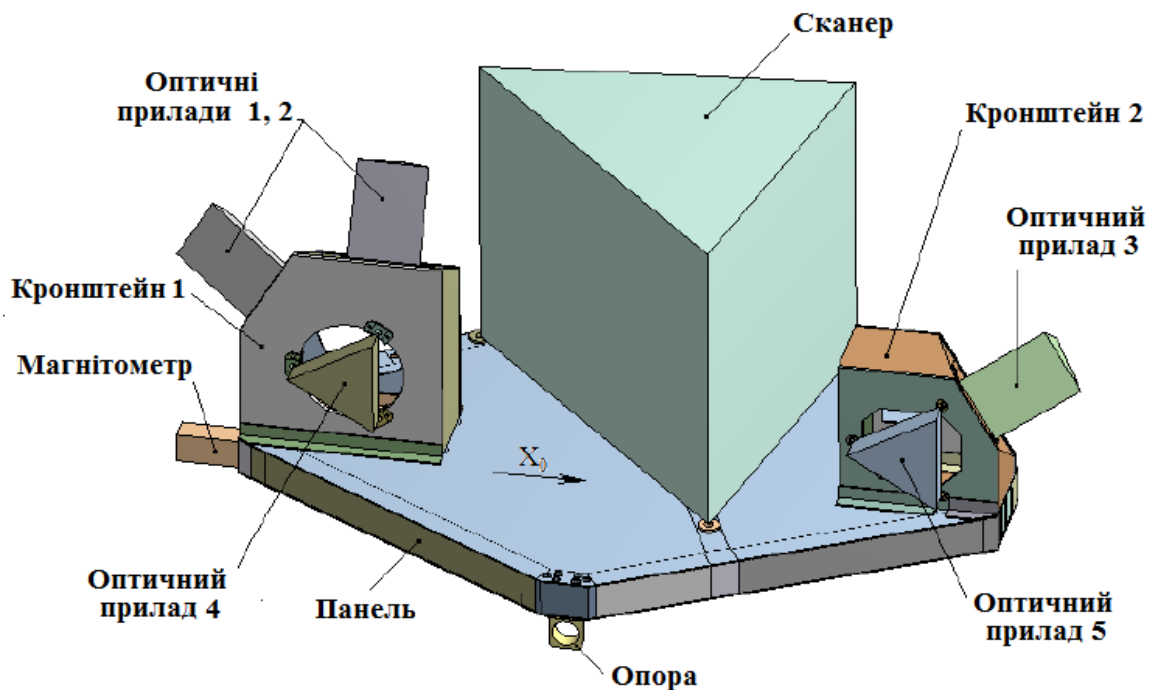


Рис.4.2 Схема ТРС панелі корпусу БКН із розташованими на ній приладами

Прилади до кронштейнів і до панелі кріпляться за допомогою болтового з'єднання.

На нижній частині панелі розташовані три шарнірних опори, через які здійснюється з'єднання панелі корисного навантаження із платформою космічного апарата. Кожна опора має чотири ступені свободи: три

обертальних й одну поступальну (остання дозволяє вільне переміщення опори уздовж осі циліндричного отвору).

Маси приладів, розташованих на панелі корисного навантаження КА наведені в таблиці 4.2. Для проведення чисельних експериментів дозволяється приймати розташування центра мас кожного приладу в геометричному центрі відповідного об'єму.

Таблиця 4.2

Елементи конструкції розрахункової схеми панелі

Елемент конструкції	Маса, кг	Елемент конструкції	Маса, кг
Сканер	80.50	Оптичний прилад 4	18.35
Оптичний прилад 1	3.00	Оптичний прилад 5	8.90
Оптичний прилад 2	3.00	Магнітометр	1.00
Оптичний прилад 3	3.00	Загалом:	117.75

Застосовувані такі матеріали:

- 1) втулки, кутові фітинги й опори – титановий сплав ВТ6;
- 2) обшивка панелі – вуглепластик зі схемою армування [0/55/-55/0/-55/55/0];
- 3) труби – вуглепластик зі схемою армування [$\pm 35/0/0/0/0/0/0/0/\pm 35$];
- 4) куточки – вуглепластик зі схемою армування [90/90/90/45/-45/0/-45/45/90/-45/0/0/0/0/-45/90/45/-45/0/-45/45/90/90/90].
- 5) передня й задня стінки кронштейнів 1 й 2, а також оболонки цих кронштейнів – вуглепластик зі схемою армування [0/60/-60/-60/60/0].
- 6) вкладиші в трубах – вуглепластик зі схемою армування [60/-60/0/90/30/-30 і т.д. до набору необхідної товщини].

Фізико-механічні характеристики моношару труб з вуглепластику наведені в таблиці 4.3, моношару інших деталей з вуглепластику – в таблиці 4.4, а "еквівалентні" фізико-механічні характеристики стільникового заповнювача – в таблиці 4.5.

Таблиця 4.3

Фізико-механічні характеристики моношару вуглепластика труб

Модуль пружності, МПа			Коефіцієнт Пуассона			Модуль зсуву, МПа		
E_x	E_y	E_z	μ_{xy}	μ_{yz}	μ_{xz}	G_{xy}	G_{yz}	G_{xz}
175240	10019	10019	0.282	0.408	0.282	5123	3557	5123

Таблиця 4.4

Фізико-механічні характеристики моношару вуглепластика

Модуль пружності, МПа			Коефіцієнт Пуассона			Модуль зсуву, МПа		
E_x	E_y	E_z	μ_{xy}	μ_{yz}	μ_{xz}	G_{xy}	G_{yz}	G_{xz}
175160	9615	9615	0.282	0.436	0.282	4856	3350	4856

Таблиця 4.5

"Еквівалентні" фізико-механічні характеристики стільникового заповнювача

Модуль пружності, МПа			Коефіцієнт Пуассона			Модуль зсуву, МПа		
E_x	E_y	E_z	μ_{xy}	μ_{yz}	μ_{xz}	G_{xy}	G_{yz}	G_{xz}
10	10	430	0.49	0.001	0.001	$1 \cdot 10^{-5}$	14	34

Густина вуглепластику дорівнює 1490 кг/м^3 , "еквівалентна" густина стільникового заповнювача – 19 кг/м^3 .

Для неізотропних матеріалів завжди потрібно вказувати нульовий напрямок – напрямок, від якого відкладаються всі кути. Нульовий напрямок:

- труб і куточків – уздовж довгої сторони елемента;
- обшивок панелі й стінок кронштейнів 1 й 2 – відповідає напрямку X_0 , наведеному на рис.4.2;
- обшивок кронштейнів 1 й 2 – відповідає напрямку утворюючого кожного кронштейна;
- вкладишів – відповідає нульовому напрямку труб, у яких вони встановлені;

- подвійних стінок стільникового заповнювача – відповідає напрямку X_0 (рис.4.2), вісь Y – перпендикулярна напрямку подвійних стінок стільникового заповнювача й перебуває в площині панелі, вісь Z – перпендикулярна площини XY .

Всі ці характеристики є результатом багаторазового застосування напрацьованих методик, зокрема – методики обирання схеми орієнтації волокон заповнювача відносно напрямку забезпечення ТРС об'єкта, визначення залежності коефіцієнта температурного лінійного розширення та модуля пружності Юнга від кута орієнтації волокон, яка описана в підрозділі 3.2.

Панель КБКН, схема якого зображена на рис.4.2, необхідно змодельювати під метод скінченних елементів та розрахувати на терморозміростабільність, статичну міцність, жорсткість та динамічну міцність. При цьому потрібно визначитися зі стійкістю та характеристиками напружено-деформованого стану власне стільникового наповнювача і при статичному, і при гармонійному, і при випадковому навантаженні.

З огляду на можливості моделей варіантів зі стільниковим наповнювачем (див. підрозділ 4.1) та з урахуванням значної товщини стільникової панелі (відносно її інших розмірів) потрібно реалізовувати, як мінімум, варіант **II-n** для пластин із ПКМ, в комбінації з варіантом **III_s-n,m** для стільникового заповнювача, в якому останній моделюється СЕ типу Plate у відповідності до його реальної геометрії (див. рис.4.3-а).

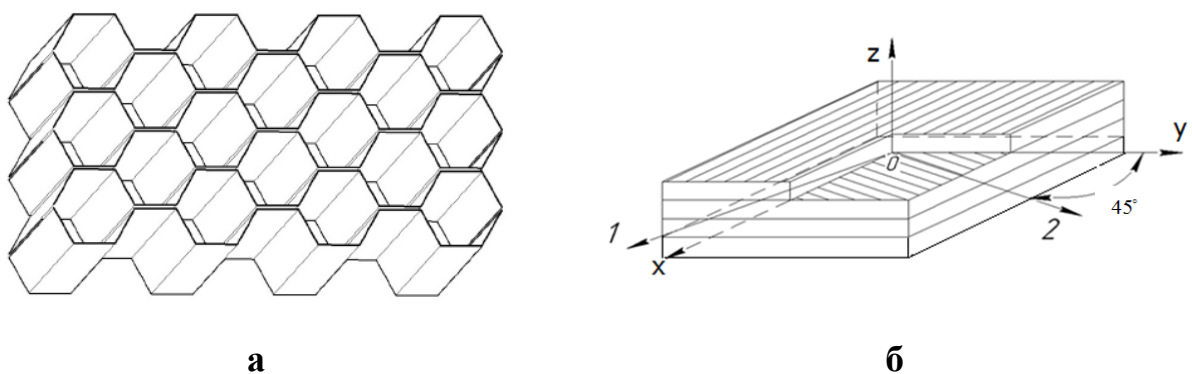


Рис.4.3 Схематичні зображення: стільникового заповнювача панелі (а), композиційного матеріалу пластини панелі (б)

Композитні пластини панелі містять по сім шарів стрічки з вуглепластику із заданою схемою армування (рис.4.3-б). Пластини жорстко з'єднані спеціальним клеєм зі стільниковим заповнювачем 5056-6-23, виготовленим з алюмінієвої фольги (модуль Юнга 69 ГПа, коефіцієнт Пуассона 0.36, питома густина 2700 кг/м^3) [27]. Розмір ядра шестигранного осередку стільника – 6 мм, товщина стінки – 0.023 мм, для контактуючих граней – подвійна, тобто 0.046 мм (рис.4.3-а). Стрічка з вуглепластика виготовлена з використанням високоміцного вугільного наповнювача. Фізико-механічні характеристики стрічки будуть отримані в підрозділі 4.3.

Для сплаву ВТ-6 конструкційних елементів стільникової панелі (фітинги, втулки) прийнятий модуль пружності 115 ГПа, коефіцієнт Пуассона 0.37, питома густина 4450 кг/м^3 [112].

4.3 Розрахунок "ефективних" фізико-механічних характеристик моделі матеріалу багатошарової композитної плити

Для виготовлення конструкційного матеріалу плити використовується вуглепластикові стрічка, що складається з високоміцного вугільного наповнювача фірми TAIRYFIL (Англія) марки ТС 36S-12K та епоксидного сполучного марки ЭДТ-10 ОСТ 92-0957. Технологія виготовлення вуглепластикової стрічки відпрацьована для виробів космічного призначення [18]. Зі стрічок препрега по черзі викладаються шари пакетів конструкційного матеріалу до набору необхідної технологічної товщини плити з урахуванням припуску на її механічну обробку. В одному пакеті композиційного матеріалу плити використається чотирьохшарова схема армування стрічками вуглепластика, що має 30% шарів у поздовжньому (0°) і 30% у поперечному (90°) напрямках з номінальною товщиною 0.24 мм кожен і по 20% у діагональних напрямках ($\pm 45^\circ$) номінальною товщиною 0.16 мм. Кількість пакетів може бути скорегована після визначення товщини шару на зразках. У розглянутому випадку кількість пакетів композиційного

матеріалу плити з наведеною схемою армування кожного пакету по її товщині становило 16.

В таблиці 4.6 наведені числові значення фізико-механічних (пружних) характеристик вуглепластикової стрічки на основі вугільних волокон марки ТС 36S-12K й епоксидного сполучного марки ЭДТ-10 ОСТ 92-0957, яка використовувалася для виготовлення конструкційного матеріалу плити.

Таблиця 4.6

Фізико-механічні характеристики шару стрічки на основі вугільних волокон марки ТС 36S-12K й епоксидного сполучного марки ЭДТ-10 ОСТ 92-0957

Модуль пружності, МПа			Коефіцієнт Пуассона			Модуль зсуву, МПа		
E_x	E_y	E_z	μ_{xy}	μ_{yz}	μ_{xz}	G_{xy}	G_{yz}	G_{xz}
150000	8100	8100	0.25	0.22	0.25	15900	700	15900

Величину поздовжнього модуля пружності одного шару вуглепластикової стрічки (уздовж волокон) $E_x=150$ ГПа вважали відомою за експериментальним даними випробувань її зразків, а поперечні модулі пружності визначали за формулою, яка наведена в роботі [31], тобто за методом Рейсса (див. формулу (2.104)):

$$E_y = E_z = \frac{E_B E_C}{E_B V_C + E_C V_B} = 8.1 \text{ ГПа}, \quad (4.1)$$

де $E_B=250$ ГПа – модуль пружності волокна; $E_C= 2.5$ ГПа – модуль пружності епоксидної матриці; $V_B=0.7$ – об'ємна частка волокон; $V_C=0.3$ – об'ємна частка епоксидної матриці.

Модуль пружності для деформацій зсуву $G_{yz}=0.7$ ГПа та коефіцієнт Пуассона $\mu_{yz}=0.22$ відповідають експериментальним величинам для зразків вуглепластикової стрічки. Її густина 1490 кг/м^3 , межа міцності односпрямованого вуглепластика на розрив становить 900 МПа.

Для багатошарової плити з вуглепластикових стрічок модулі пружності в площині пакета можуть бути визначені чисельно за правилом сумішей методом Фойхта (див. формулу (2.103))

$$E^* = \sum E_i V_i, \quad (4.2)$$

де E_i й V_i – модуль пружності й об'ємна частка моношарів кожного напрямку в пакеті.

Для визначення механічних властивостей композиційного матеріалу плити застосовували розрахунково-експериментальні методи. У випадку наявності симетричності схеми армування пакету та кутів укладення вуглепластикової стрічки тільки 0° , 90° та $\pm 45^\circ$ зручно користуватися методикою, яка враховує ці обставини – методикою Хорошуна [31, 71–73].

Спочатку (попередні) значення величин модулів пружності у двох взаємно перпендикулярних напрямках укладання ортогональних волокон обчислені без врахування діагональних шарів і віднесені до всієї товщини композита:

$$E_x^* = E_y^* = E_x V_x + E_y V_y = 47.44 \text{ ГПа}, \quad (4.3)$$

де $V_x = V_y = 0.3$ – об'ємні частки поздовжніх і поперечних шарів.

Для визначення модулів пружності та коефіцієнтів Пуассона вуглепластикової стрічки з урахуванням шарів армування з кутами $\pm 45^\circ$ проведений розрахунок їхньої жорсткості в поздовжньому напрямку (по черзі в напрямку осей X й Y) разом з поперечними шарами (рис.4.4-а,в). З аналізу умов статичної рівноваги елементарного об'єму вуглепластикової стрічки для заданих величин розподілу погонних зусиль (рис.4.4-б,г), випливає, що вони рівні між собою, а відповідні їм напруження обернено пропорційні товщині цих шарів. Оскільки поперечних шарів стрічки в 1.5 рази більше, ніж діагональних одного напрямку, то напруження в її діагональних шарах в 1.5 рази більше, ніж у поперечних.

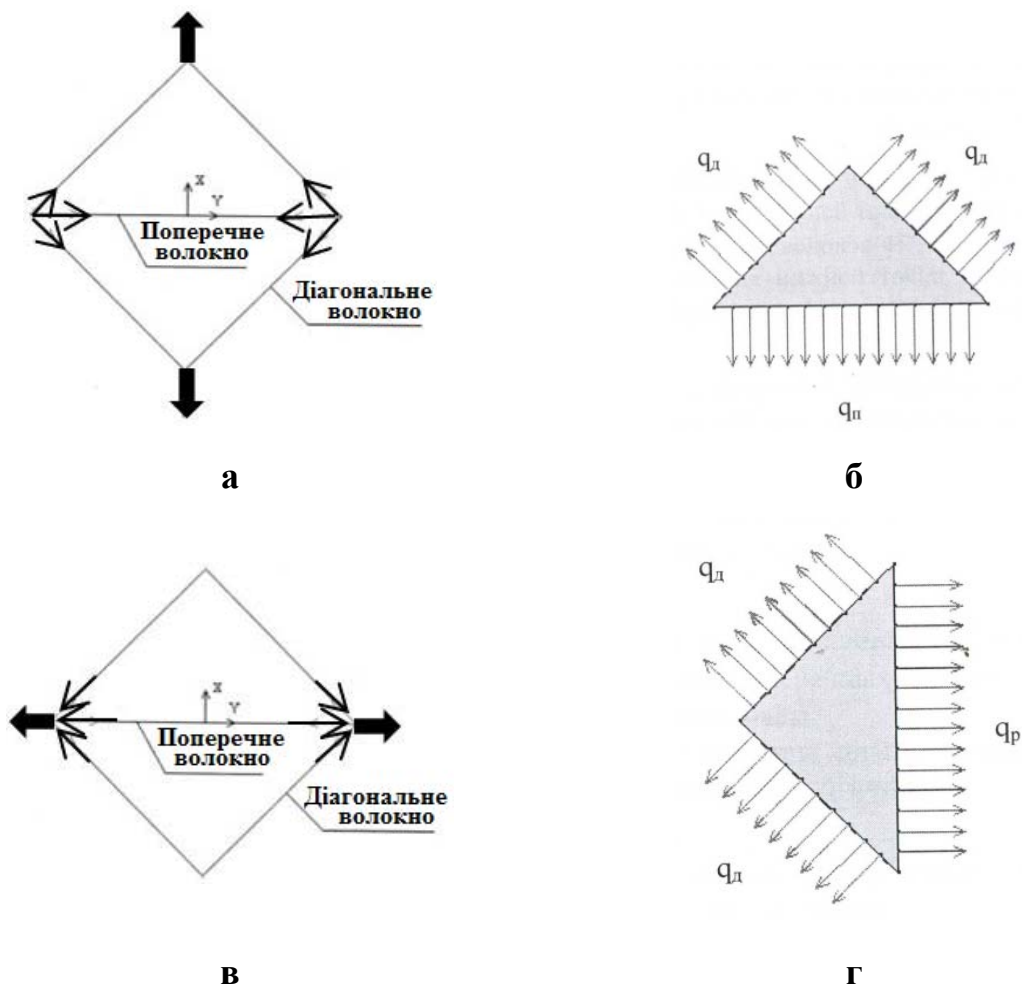


Рис.4.4 Напрямок силових ліній у волокнах вуглепластика (а, в); погонні зусилля для різних шарів вуглепластикової стрічки (б, г): q_d – у діагональних волокнах; q_n – у поперечних волокнах; q_p – наведена величина в поздовжньому напрямку від зусиль у поперечних і діагональних волокнах

Деформація волокон для однієї четвертої елементарного об'єму вуглепластикової стрічки при силовому навантаженні (рис.4.4) показана на рис.4.5. Якщо відповідно до рис.4.5-а, деформаційне скорочення довжини поперечних волокон прийняти за δ_n , то подовження діагональних волокон може бути визначене як $\delta_d = 1,5 \times \sqrt{2} \times \delta_n$, тому що напруження в них в 1.5 рази більше і їхня довжина в $\sqrt{2}$ рази більше. При цьому вертикальне переміщення нижньої точки δ_1 за рахунок стискування поперечних волокон дорівнює δ_n , оскільки нахил діагональних волокон становить 45° , а

переміщення часток вуглепластика малі. Переміщення нижньої точки за рахунок подовження діагональних волокон проілюстроване на рис.4.5-б і визначено аналогічно: $\delta_2 = \sqrt{2} \times \delta_{\Pi} = 3\delta_{\Pi}$. Сумарне переміщення нижньої частини розглянутого елементарного об'єму вуглепластикової стрічки під дією результуючого зусилля q_r дорівнює

$$\delta_c = \delta_1 + \delta_2 = \delta_{\Pi} + 3\delta_{\Pi} = 4\delta_{\Pi}. \quad (4.4)$$

У свою чергу, поздовжні волокна під дією поздовжнього зусилля, рівного q_p , деформуються на величину δ_{Π} , тобто в чотири рази менше, ніж фрагмент із поперечних і діагональних волокон.

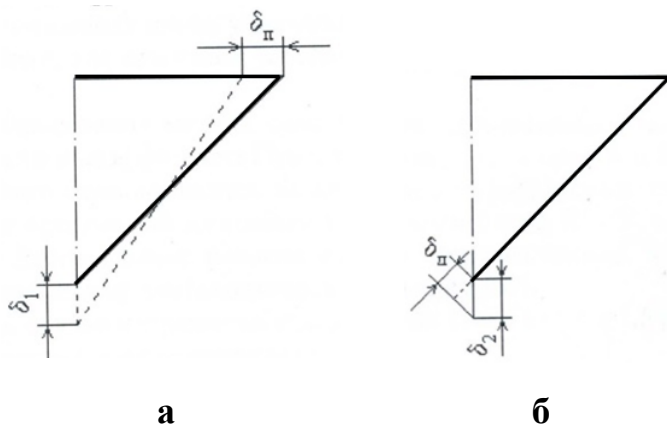


Рис.4.5 Схема подовження поперечних (а) і діагональних (б) волокон частини елементарного об'єму вуглепластикової стрічки при силовому навантаженні

Через нерозривність, переміщення нижньої точки, елементарного об'єму вуглепластикової стрічки (рис.4.5), як за рахунок деформації поздовжніх волокон, так і за рахунок діагональних з поперечними, однакові. Таким чином, при одиничному поздовжньому подовженні, поперечне подовження буде в чотири рази менше, а значить коефіцієнти Пуассона $\mu_{xy} = \mu_{yx} = 0.25$. Поздовжнє погонне зусилля, сприймане діагональними з поперечними волокнами, також буде в чотири рази менше, ніж сприймане поздовжніми волокнами, а значить сумарна поздовжня, а також поперечна жорсткість становить

$$E_{x_{\Sigma}} = E_{y_{\Sigma}} = (1 + \mu_{xy}) \times E_x^* \approx 59.3 \text{ ГПа}$$

Знак « \approx » у даній формулі означає, що при розрахунку діагональних шарів не враховувалася зсувна жорсткість смоли. Вона врахована побічно,

оскільки жорсткість діагональних шарів враховувалася, беручи за основу жорсткість ортотропного композита, де зсувна жорсткість смоли врахована. У всякому разі, вважали, що її частка мала.

Для визначення модуля зсуву G_{xy} в площині вуглепластикової стрічки застосовували вищевикладений підхід для обчислення значень нормального модуля пружності E_{45} й коефіцієнта Пуассона μ_{45} під кутом 45° до осей X та Y . Діагональні волокна вважалися ортогональними і їх було в елементарному об'ємі стрічки по 20%, а кількість ортогональних до діагональних становило по 30%.

У цьому випадку напруження в діагональних шарах будуть в 1.5 рази менше, ніж у поперечних, а їхнє подовження складе $\delta_d = \sqrt{2}/1.5 \times \delta_\Pi$. Переміщення нижньої точки елементарного об'єму вуглепластикової стрічки за рахунок цих напружень складе $\delta_2 = 2/1.5 \times \delta_\Pi = 1.33 \times \delta_\Pi$, а з урахуванням скорочення поперечних шарів буде $\delta_c = \delta_1 + \delta_2 = \delta_\Pi + 1.33\delta_\Pi = 2.33\delta_\Pi$.

Розрахункові величини коефіцієнта Пуассона μ_{45} й модуля пружності E_{45} визначені формулами

$$\mu_{45} = \delta_\Pi / 2.33\delta_\Pi = 0.429; \quad E_{45} = (1 + \mu_{45}) \times E_x^* / 1.5 = 45.5 \text{ ГПа},$$

а для обчислення модуля зсуву вуглепластикової стрічки – формулою

$$G_{xy} = E_{45} / 2(1 + \mu_{45}) = 15.9 \text{ ГПа}.$$

Отримані фізико-механічні характеристики матеріалу багатошарової композитної плити на основі вугільних волокон марки ТС 36S-12K й епоксидного сполучного марки ЕДТ-10 ОСТ 92-0957 для розглянутої вище схеми армування визначені (табл.4.7) як конструктивно-ортотропні з урахуванням впливу діагональних шарів вуглепластикових стрічок у площині XOY пакета вуглепластика.

"Еквівалентні" фізико-механічні характеристики моделі матеріалу багат шарової композитної плити

Модуль пружності, МПа			Коефіцієнт Пуассона			Модуль зсуву, МПа		
E_x	E_y	E_z	μ_{xy}	μ_{yz}	μ_{xz}	G_{xy}	G_{yz}	G_{xz}
59300	59300	8100	0.25	0.22	0.25	15900	700	700

4.4 Верифікація скінченно-елементних моделей багат шарової плити з "ефективними" фізико-механічними характеристиками

Очевидно, що дискретна форма системи рівнянь власних коливань (2.36) із головними граничними умовами (2.7) дозволяє знайти власні частоти коливань без додаткових операцій диференціювання, тому власні частоти та форми коливань пластин можна отримати за другим порядком апроксимації, тобто із хорошою точністю. Але який з описаних у підрозділі 4.1 варіантів скінченно-елементних моделей тонкостінних конструкцій з шаруватих композитів є точнішим, можна виявити лише після проведення обчислень та аналізу результатів.

Для оцінки точності дискретної моделі розглянули імітаційну модель пластини з описаною в підрозділі 4.3 схемою армування композиційного матеріалу із густиною 1490 кг/м^3 . За прототип-аналог обрали пластину прямокутної форми з лінійними розмірами $710 \text{ мм} \times 445 \text{ мм} \times 12,8 \text{ мм}$ без технологічних отворів. Базис осей декартової системи координат X і Y визначений у центрі мас площини максимальних розмірів пластини.

Для порівняльного аналізу методів чисельного визначення динамічних характеристик багат шарових пластин з вуглепластику за експериментально-розрахунковим даними фізико-механічних властивостей композиційного матеріалу розробили три розрахункові схеми моделі пластини. Варіант **III-n** (див. підрозділ 4.1) – динамічну модель пластини з еквівалентними характеристиками матеріалу пружного шару (див. табл.4.7) і дві моделі (варіант **I** та варіант **II-n**) з кутовими апроксимаціями напрямків армування

шарів стрічки вуглепластика та пружними трансверсально-ізотропними властивостями (див. табл.4.6). У цих моделях матеріалу поверхня трансверсальної ізотропії ZOY (див. рис.4.6-а) ортогональна волокнам, що армують, які спрямовані вздовж осі X . Матриця пружних характеристик моделі матеріалу є симетричною.

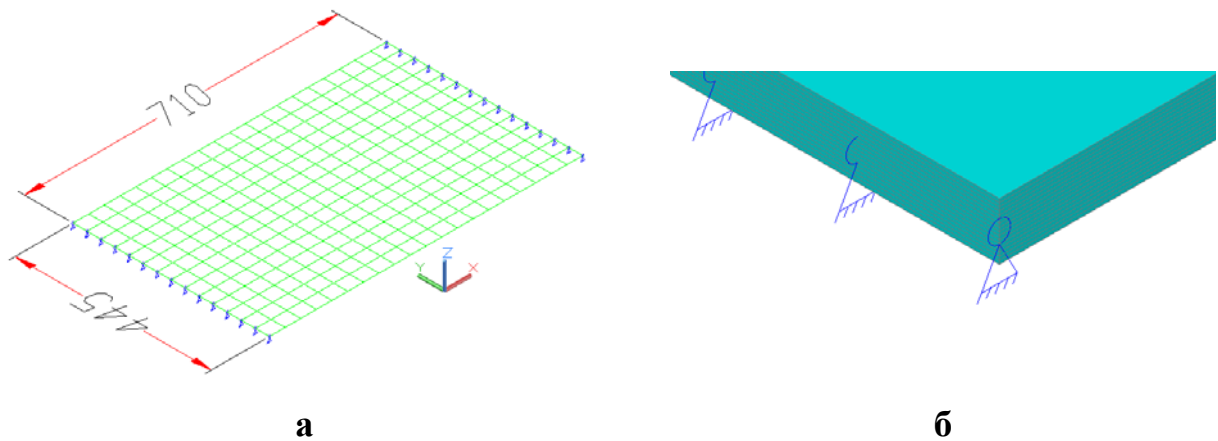


Рис.4.6 Модель пластини: вузли сітки СЕ на поверхні пластини й схема її кінематичних опор (а); дискретизація тривимірними СЕ SOLSH190 по товщині моделі пластини (б)

Для кожної розділеної частини створювали свою система координат, у якій вісь X збігалася з нульовим напрямком у відповідності зі схемою армування, вісь Y – перпендикулярна осі X и лежить у площині шару вуглепластика, вісь Z – перпендикулярна площині XOY . У моделі зробили наступні припущення:

- всі шари композиційного матеріалу вуглепластика є лінійно пружними;
- при деформуванні пластини має місце нерозривність між сусідніми шарами.

Для розроблених динамічних моделей шаруватої структури композитної пластини на основі методу скінченних елементів [3, 24, 143, 144], дискретна форма системи рівнянь власних коливань із головними граничними умовами (2.7) має вигляд (2.36).

Для проведення модального аналізу моделей композитної пластини заданих розмірів з кінематичним обпиранням на двох протилежних сторонах (рис.4.6-б) використали систему інженерного аналізу ANSYS v12.1 [121].

В моделі **II-n** дискретизацію тіла по товщині пластини не проводили, тобто прийняли $n=1$ (в моделі **I** вона не проводиться ніколи). Для двох розрахункових схем використали восьмивузлові CE: багат шаровий пластинчастий SHELL181 та тривимірний багат шаровий CE SOLSH190, обидва розроблені для моделювання композиційних багат шарових оболонок типу "сандвіч". У кожному CE дискретної моделі пластини враховували схему армування 64-х однорідних шарів односпрямованого вуглепластика в епоксидній основі (рис.4.6-б). Схема укладання шарів: 16х(0/90/45/-45) від осі X . Товщини 16 пакетів шарів у CE SOLSH190 й SHELL181 (по товщині пластини) $16 \times (0.24 + 0.24 + 0.16 + 0.16) = 12.8$ мм, що відповідає її технологічному проектуванню із заданою схемою армування.

В моделі пластини варіанта **III-n** кожний вуглепластиковий пакет стрічки конструкції її матеріалу, який містить по чотири шари відповідно до заявленої схеми армування, моделювали одним (по товщині пакета) тривимірним CE SOLSH190. Кількість цих CE по товщині пластини $n=16$. Фізико-механічні властивості матеріалу кожного CE відповідали ортотропним пружним характеристикам пакета з 4-х шарів стрічок з вуглепластику (табл.4.7). Кількість CE SOLSH190 та SHELL181 у площині пластини для всіх дискретних моделей задавали однаковим (рис.4.6-а). Розроблені скінченно-елементні моделі пластини (рис.4.6-б) містять 315 / 5335 вузлів й 280 / 4480 елементів відповідно для сітки із пластинчастих (SHELL181) і тривимірних (SOLSH190) CE.

Результати модального (частотного) аналізу (див. розділ 2.3) двох моделей варіантів **I** та **II-n** багат шарової пластини з вуглепластику представлені значеннями 6 власних частот (див. табл.4.8) і картинами трьох типових форм її коливань (рис.4.7). З аналізу отриманих результатів слідує

хороший збіг чисельних розрахунків при використанні як пластинчастих, так і тривимірних СЕ. Погрішність розрахунку не перевищила 0.7%.

Таблиця 4.8

Результати чисельного експерименту для моделей пластини з вуглепластику зі застосуванням СЕ SHELL181 (варіант І) та SOLSH190 (варіант ІІ-п)

№ частоти	Власна частота коливань, Гц		Відхилення між моделями, %
	СЕ SHELL181 (варіант І)	СЕ SOLSH190 (варіант ІІ-п)	
1	78.52	78.46	0.076
2	180.40	180.12	0.154
3	316.77	315.81	0.302
4	452.15	450.72	0.317
5	572.55	572.07	0.085
6	720.40	715.50	0.682

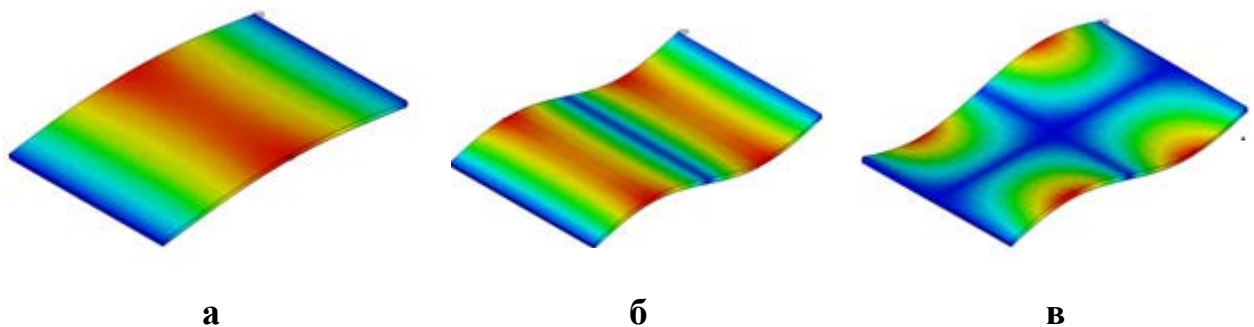


Рис.4.7 Перша (а), третя (б) і четверта (в) форми власних коливань пластини з вуглепластику (модель варіанта І)

З результатів чисельних розрахунків динамічних характеристик наближеної моделі варіанту **ІІІ-п** пластини з вуглепластику (табл.4.9) видно, що значення власних частот коливань відрізняються на (3 ... 14)% від даних для моделі варіанта **І**. Наслідком цього є висновок, що при моделюванні багатошарових композиційних матеріалів застосування "еквівалентних"

характеристик призводить до підвищених похибок результатів розрахунків власних частот коливань.

Таблиця 4.9

Результати чисельного експерименту для уточненої й наближеної моделей пластини з вуглепластику із застосуванням CE SOLSH190

№ власної частоти коливань	Значення власної частоти, Гц		Відхилення між моделями, %
	Модель пластини (варіант I)	Модель пластини (варіант III-n)	
1	78.52	73.57	6.3
2	180.40	150.51	13.8
3	316.77	301.88	4.7
4	452.15	411.46	9.0
5	572.55	539.91	5.7
6	720.40	699.51	2.9

4.5 Розрахунок "ефективних" фізико-механічних характеристик моделі матеріалу багатошарової стільникової плити

Пластини ТРС стільникової панелі корпусу блока корисного навантаження КА сприймають поздовжні навантаження (стиск, зсув) у своїй площині, а також згинальні моменти. Стільниковий заповнювач чинить опір поперечним силам при вигині тришарової конструкції й забезпечує спільну роботу несучих шарів (пластин). Здатність стільникового заповнювача сприймати навантаження в площині несучих шарів залежить від конструкції осередків і характеристик жорсткості. Заставні елементи корпусу блока корисного навантаження КА (труби з вуглепластику, кронштейни, фітинги та втулки зі сплаву ВТ-6 для з'єднання труб й оптичних приладів) забезпечують необхідну жорсткість конструкції панелі при дії зосереджених зусиль і моментів у місцях кріплення технологічного устаткування та на опорах, що передають вібрацію.

Отже, стільникові панелі повинні мати достатню жорсткість та міцність. Для оцінки цих характеристик створювали скінченно-елементні моделі. Як зазначено в підрозділі 4.1, для оцінки жорсткості можна створювати скінченно-елементні моделі варіантів **Is**, **IIIs-n** та **IIIs-n,m**, а для оцінки міцності потрібно застосовувати тільки варіант **IIIs-n,m**.

Об'єктом дослідження є розроблені три типи динамічних моделей стільникової композитної панелі для ТРС конструкції панелі корпусу БКН (рис.4.8) з різною апроксимацією властивостей жорсткості та інерційно-масових властивостей її конструкції.

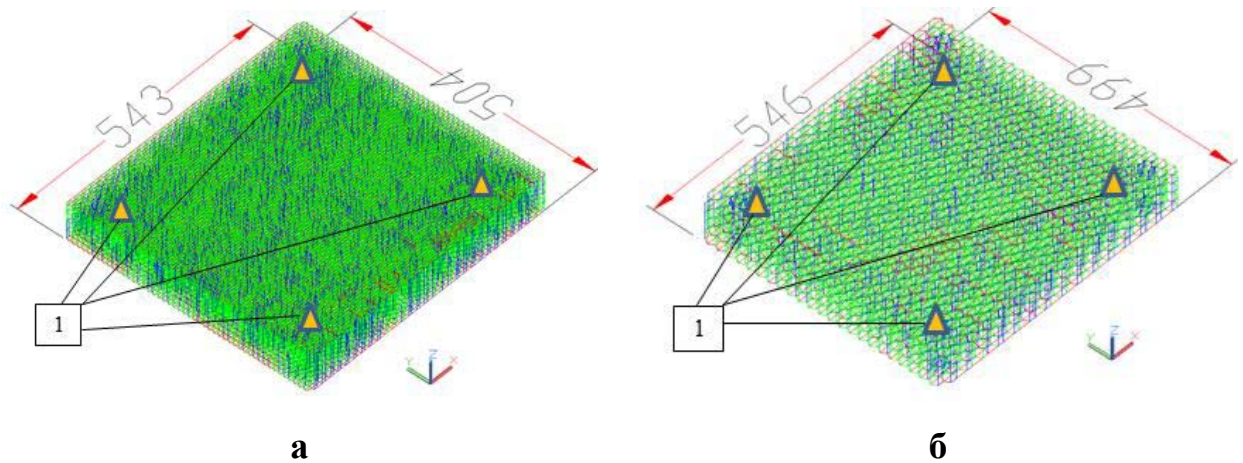


Рис.4.8 Уточнена (а) і наближена (б) імітаційні моделі стільникової композитної панелі і схема (1) розміщення кінематичних опор

Висота стільникового наповнювача – 76 мм, довжина ребра осередку – 6 мм. Матеріал стільникового заповнювача – алюмінієва фольга 5056-6-23, товщина стінки 0.023 мм, для контактуючих граней подвоюється – 0.046 мм. Верхнім і нижнім шаром конструкції стільникової композитної панелі є 4-х шарові вуглепластикові композитні плити товщиною $4 \times 0.2 \text{ мм} = 0.8 \text{ мм}$ кожна з відомими схемами армування шарів ($0^\circ / 90^\circ / 45^\circ / -45^\circ$). Для армування плит використовується вуглепластикова стрічка, що складається з високоміцних вуглецевих волокон фірми TAIRYFIL (Англія) марки TC 36S-12K й з епоксидної матриці марки ЕДТ-10 згідно ОСТ 92-0957.

Модель композитної панелі розташовували на 4-х нерухомих опорах, наведених на рис.4.8.

Для верифікації даних чисельного експерименту з визначення динамічних характеристик стільникової композитної панелі розроблені три типи скінченно-елементних моделей з різними підходами в поданні пружних і масових властивостей анізотропного матеріалу стільникового заповнювача й багат шарової анізотропної вуглепластикової пластиною структурно сполученого з верхньою й нижньою його поверхнею:

1. Тип 1 (пластини як варіант **I**, а стільниковий наповнювач – як варіант **III_{s-n,m}** при $n=1$ та $m=4$) – базова модель панелі з точною ідентифікацією геометричної структури стільникового наповнювача з ребром осередку 6 мм (рис.4.8-а, 4.9-а);

2. Тип 2: аналогічно типу 1, але з ребром стільникового осередку 12 мм (рис.4.8-б, рис.4.9-б). Схема заміни на еквівалентну структуру показана на рис.4.10;

3. Тип 3 (варіант **III_{s-n}** при $n=1$) – імітаційна модель панелі із заміною структури стільникового наповнювача на суцільний ортотропний матеріал (рис.4.10-в) з ефективними властивостями (табл.4.10), які були визначені із чисельних експериментів при простих навантаженнях моделі осьовими й поперечною одиничними силами в умовах деформацій стиску й зсуву.

Розроблені дискретні СЕ моделі панелі для трьох типів апроксимації її властивостей жорсткості та масових властивостей наведені на рис.4.9-а,б,в. Для завдання схеми армування волокон вуглепластикового матеріалу верхньої й нижньої пластин по товщині й відтворення топології комірок стільникової конструкції панелі у моделях типів 1 й 2 застосований пластинчастий СЕ SHELL181.

У моделі типу 3 для топологічного опису стільникового заповнювача панелі використані об'ємні СЕ SOLID185. Розрахункові значення "ефективних" фізико-механічних характеристик матеріалу суцільного ортотропного шару визначені чисельно (табл.4.10). Для апроксимації

армованих волокон матеріалу з відомими фізико-механічними характеристиками вуглепластикової стрічки верхньої й нижньої пластин панелі застосовані пластинчасті CE SHELL181. Сполучення CE різного типу в дискретній моделі панелі виконано за схемою "вузол у вузол".

Кількість вузлів 29880 / 7585 / 29880 і CE 47056 / 11760 / 17454 становило відповідно для дискретних моделей панелі тип 1, тип 2, тип 3 стільникові заповнювачі із двома пластинами структурно сполучених з верхньою й нижньою його поверхнею.

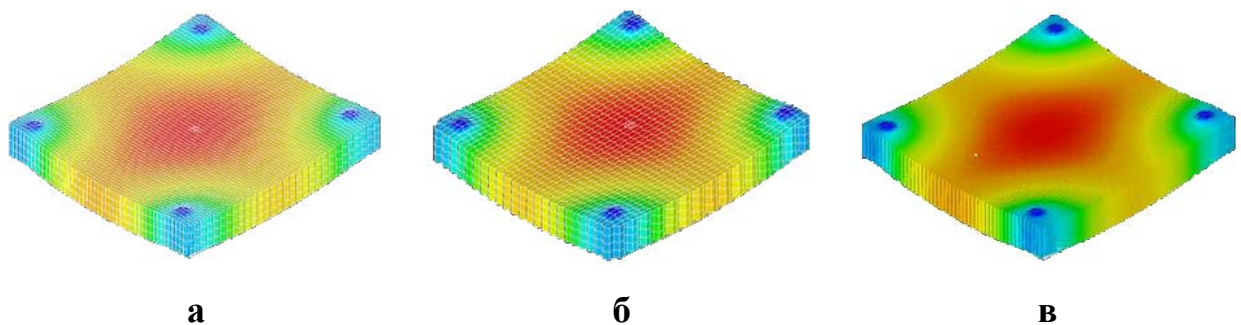


Рис.4.9 Базова (а) й еквівалентна (б) моделі панелі зі збереженням стільникової структури в умовах силового навантаження від власної ваги. Імітаційна модель панелі (в) із заміною структури стільникового наповнювача на суцільний ортотропний матеріал з еквівалентними фізико-механічними властивостями

Таблиця 4.10

Розрахункові значення "ефективних" фізико-механічних характеристик стільникової панелі в базисі декартових координат, наведених на рис.4.3

Модуль пружності, МПа			Коефіцієнт Пуассона			Модуль зсуву, МПа		
E_x	E_y	E_z	μ_{xy}	μ_{yz}	μ_{xz}	G_{xy}	G_{yz}	G_{xz}
1000	1000	462000	0.49	0.001	0.001	1e-3	59650	67860

Для зменшення ступеня дискретизації тіла стільникової панелі пластинчастими CE SHELL181 у базовій моделі розроблений алгоритм топологічного перетворення вихідних комірок в укрупнені (рис.4.10) зі

збереженням геометричної структури стільникового наповнювача, але з ребром комірки 12 мм. В еквівалентній моделі стільникової панелі типу 2 товщина стінки комірки у два рази більше, ніж у вихідної, при цьому маса наповнювача не змінюється. Також модулі пружності E_x й E_y матеріалу стільникового наповнювача дорівнюють 0.965 від вихідного значення. Значення 0.965 знайдено із чисельних експериментів при силових навантаженнях базової та еквівалентної моделей. Максимальні величини переміщень від власної ваги панелі дорівнювали $0.447 \cdot 10^{-3}$ мм і збігалися з точністю до третього знака, як для вихідної (тип 1) і еквівалентних моделей (тип 2, тип 3).

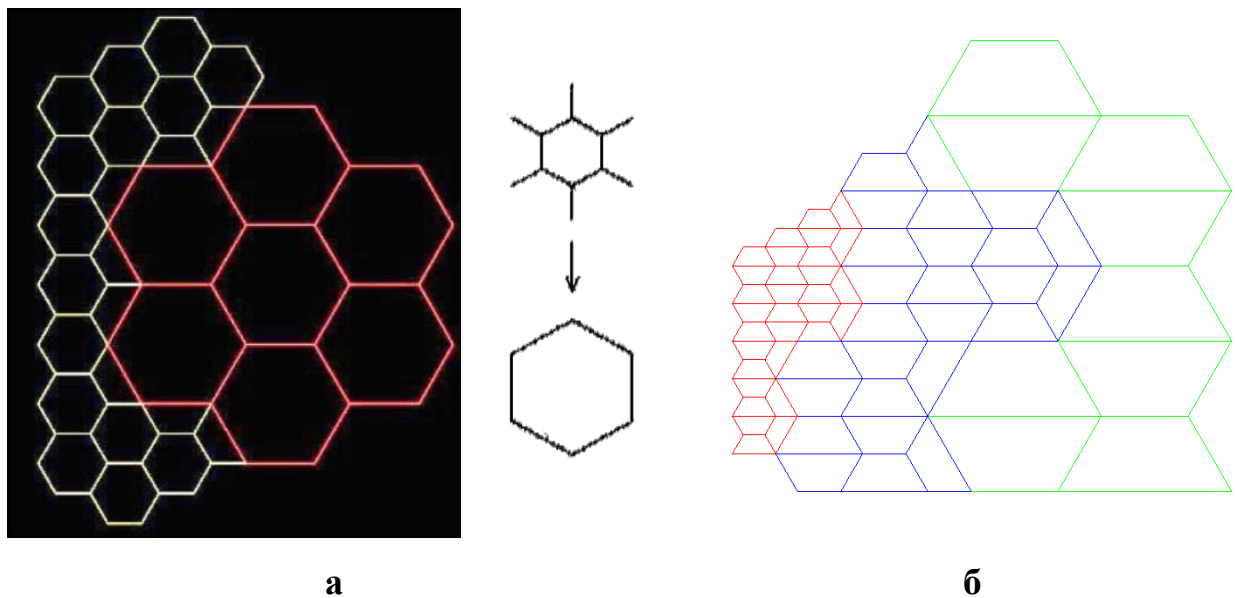


Рис.4.10 Схема заміни вихідних комірок на еквівалентну структуру (а).
Топологічні перетворення стільникової структури панелі при побудові
моделі 2-го типу (б)

Ізолінії переміщень при моделюванні деформування стільникових структур й еквівалентного пружного шару різних СЕ моделей багатошарової панелі із верхньою й нижньою пластиною при статичному навантаженні наведені на рис.4.9. Розподіл еквівалентних за Мізесом напружень для даного виду деформацій панелі показано для середньої частини плити поза опорами на рис.4.11. Похибка розрахунку напружень у моделі типу 2 становила

13.6%. Для еквівалентної моделі типу 3 (рис.4.11-а) пряме порівняння напружень з моделями типу 1, 2 (рис.4.11-б,в) не прийнятно.

Результати модального аналізу – шість перших власних частот і форм коливань трьох типів дискретних моделей панелі – представлені на рис.4.12 – рис.4.17.

Похибка обчислення величин власних частот коливань для трьох типів динамічної моделі панелі із різними алгоритмами обчислення пружних і масових властивостей сполучених конструкцій з композитних матеріалів становила не більше 0.8 %.

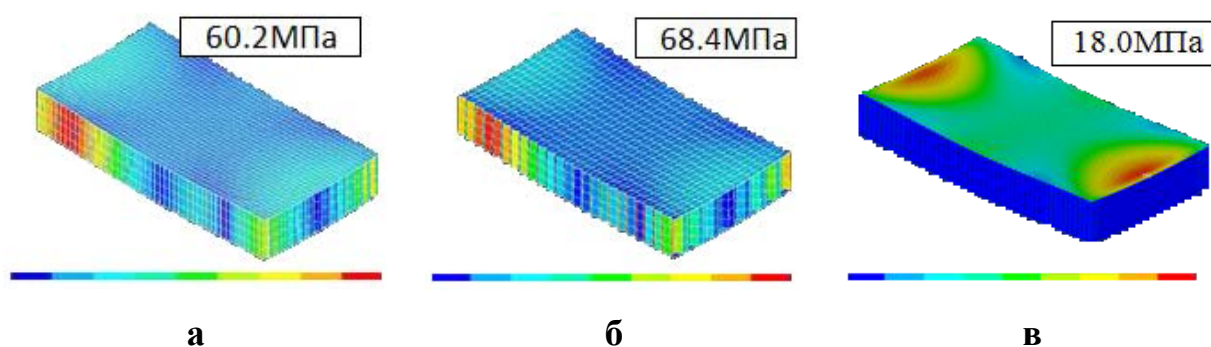


Рис.4.11 Розподіл еквівалентних за Мизесом напружень для середньої частини дискретних СЕ моделей поза кінематичними опорами: базової (а), еквівалентної (б), пружного шару стільникової панелі (в) з нижніми й верхніми пластинами в умовах силового навантаження від власної ваги

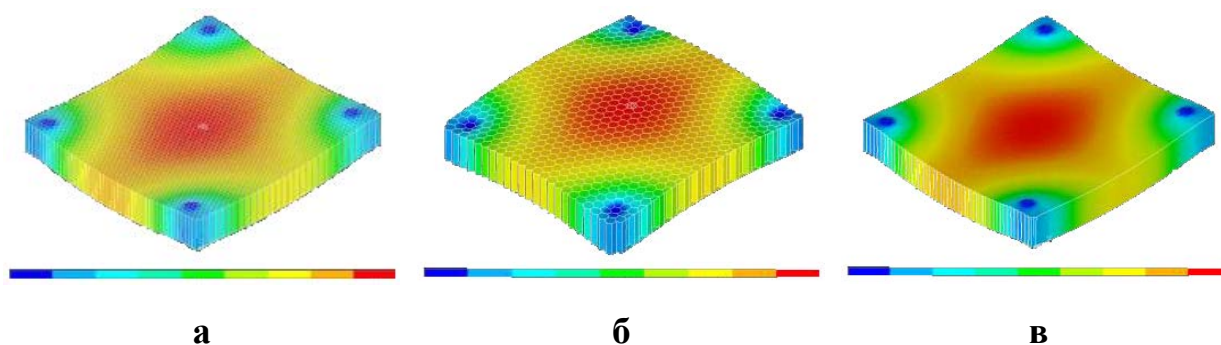


Рис.4.12 Модальний аналіз. Перша форма власних коливань, частота коливань 825 / 827 / 823 Гц відповідно дискретних СЕ моделей: базової (а), еквівалентної (б), пружного шару стільникової панелі (в) з нижніми й верхніми пластинами

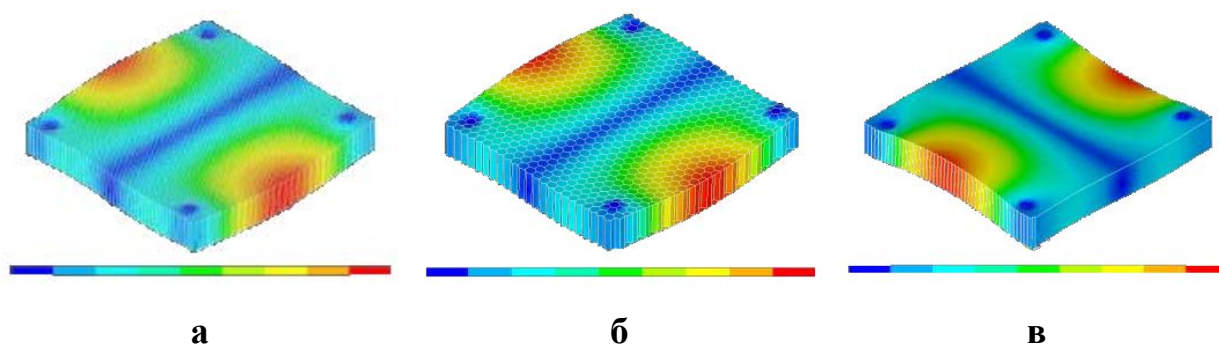


Рис.4.13 Модальний аналіз. Друга форма власних коливань, частота коливань 1436 / 1432 / 1439 Гц відповідно дискретних СЕ моделей: базової (а), еквівалентної (б), пружного шару стільникової панелі (в) з нижніми й верхніми пластинами

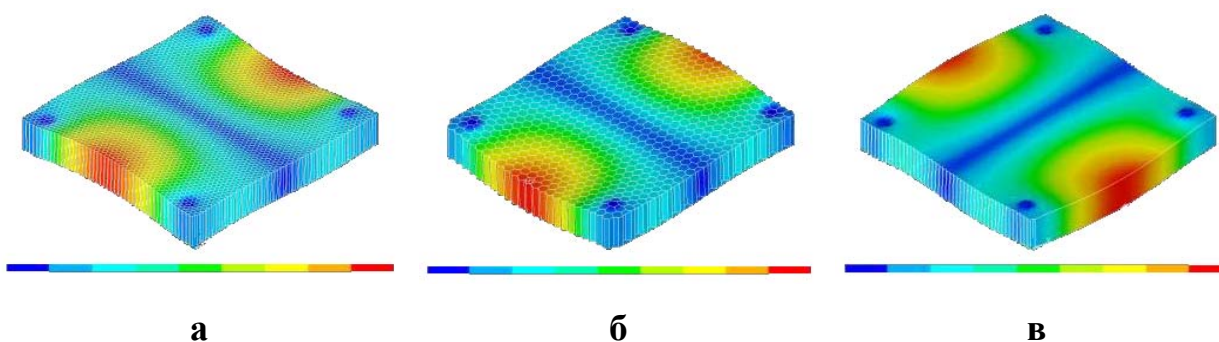


Рис.4.14 Модальний аналіз. Третя форма власних коливань, частота коливань 1444 / 1445 / 1440 Гц відповідно дискретних СЕ моделей: базової (а), еквівалентної (б), пружного шару стільникової панелі (в) з нижніми й верхніми пластинами

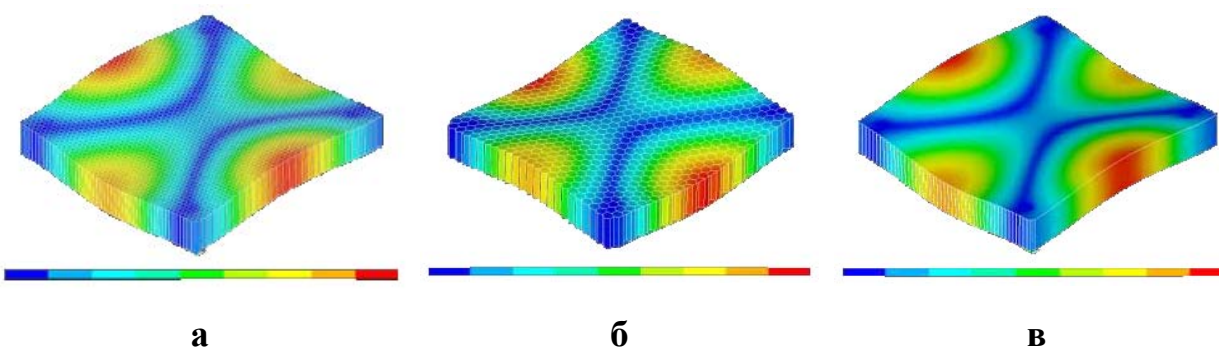


Рис.4.15 Модальний аналіз. Четверта форма власних коливань, частота коливань 2150 / 2125 / 2167 Гц відповідно дискретних СЕ моделей: базової (а), еквівалентної (б), пружного шару стільникової панелі (в) з нижніми й верхніми пластинами

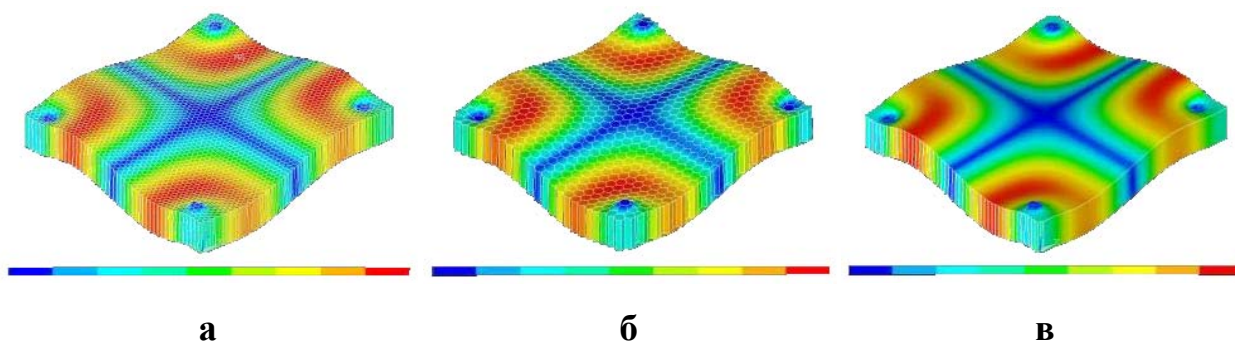


Рис.4.16 Модальний аналіз. П'ята форма власних коливань, частота коливань 2405 / 2397 / 2408 Гц відповідно дискретних СЕ моделей: базової (а), еквівалентної (б), пружного шару стільникової панелі (в) з нижніми й верхніми пластинами

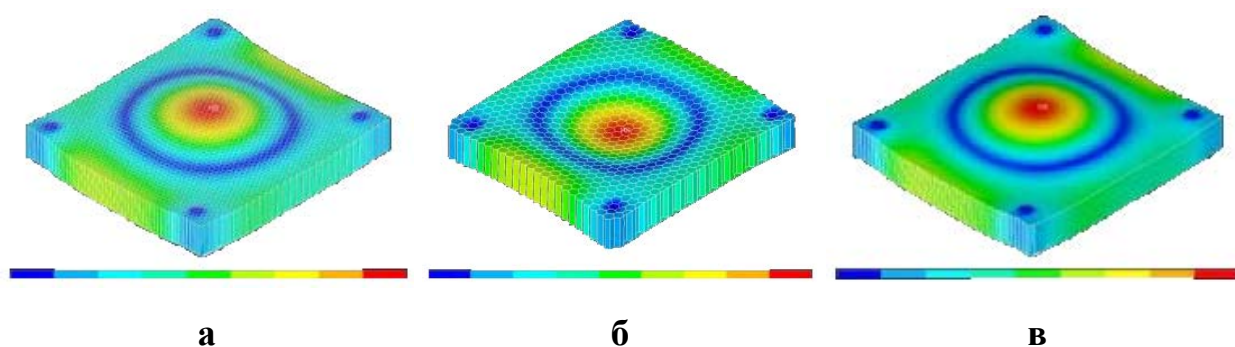


Рис.4.17 Модальний аналіз. Шоста форма власних коливань, частота коливань 2673 / 2626 / 2692 Гц відповідно дискретних СЕ моделей: базової (а), еквівалентної (б), пружного шару стільникової панелі (в) з нижніми й верхніми пластинами

4.6. Верифікація скінченно-елементних моделей тришарової стільникової композитної панелі

Панель виконана у вигляді тришарової конструкції з розмірами 445x710 мм вуглепластикової обшивки з товщиною 0.8 мм ($0^{\circ}/90^{\circ}/45^{\circ}/-45^{\circ}$) і стільникового заповнювача з алюмінієвої фольги 5056-6-23, який створює шар товщиною 76 мм (рис.4.18). У таблицях 4.11, 4.12 наведені фізико-механічні характеристики даних матеріалів.

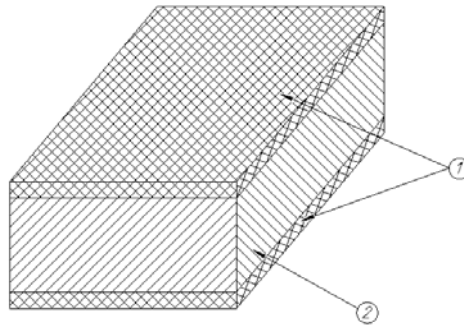


Рис.4.18 Конструкція тришарової стільникової композитної панелі з вуглепластиковою обшивкою (1) і стільниковим заповнювачем (2)

Таблиця 4.11

Фізико-механічні характеристики моношару вуглепластика

Модуль пружності, МПа			Коефіцієнт Пуассона			Модуль зсуву, МПа			Густина, кг/м ³
E_1	E_2	E_3	μ_{12}	μ_{23}	μ_{13}	G_{12}	G_{23}	G_{13}	
175160	9615	9615	0.282	0.436	0.282	4856	3350	4856	1500

Таблиця 4.12

"Еквівалентні" фізико-механічні характеристики стільникового заповнювача з алюмінієвої фольги 5056-6-23

Модуль пружності, МПа			Коефіцієнт Пуассона			Модуль зсуву, МПа		
E_1	E_2	E_3	μ_{12}	μ_{23}	μ_{13}	G_{12}	G_{23}	G_{13}
1000	1000	462000	0.49	0.001	0.001	0.01	59650	87860

Виходячи з характеристик моношару, були визначені пружні характеристики обшивки за методикою Хорошуна, результати присутні в таблиці 4.13.

Таблиця 4.13

Фізико-механічні характеристики обшивки з вуглепластика

Модуль пружності, МПа			Коефіцієнт Пуассона			Модуль зсуву, МПа		
E_1	E_2	E_3	μ_{12}	μ_{23}	μ_{13}	G_{12}	G_{23}	G_{13}
72685	72685	9615	0.315	0.222	0.222	24545	4103	4103

Матриці піддатливості шарів в осях ортотропії вуглепластикової обшивки $[A_{ij}]_1$ й стільникового заповнювача $[A_{ij}]_2$ множилися на їхній об'ємний вміст по товщині й були комбіновані в такий спосіб:

$$[A_{ij}]_1 \frac{h_1}{H} + [A_{ij}]_2 \frac{h_2}{H} = [A_{ij}]_{konstr},$$

де $h_1=1.6$ мм – товщина всієї обшивки, $h_2=76$ мм – товщина стільникового заповнювача, H – товщина всієї панелі, $[A_{ij}]_{konstr}$ – матриця піддатливості тришарової панелі.

Густину матеріалу пружного моношару панелі ρ_{ekv} знаходили з рівності вагових характеристик вихідної конструкції і її моделей з еквівалентними габаритними геометричними розмірами із застосуванням рівняння

$$\rho_{ekv} = (\rho_1 V_1 + \rho_2 V_2) / V_{ekv},$$

де ρ_1 – густина й V_1 – об'єм матеріалу двох вуглепластикових плит; ρ_2 – густина й V_2 – об'єм матеріалу стільникового заповнювача, $V_{ekv} = V_1 + V_2$.

Таким чином, були визначені фізико-механічні та масові характеристики еквівалентного моношару з габаритними геометричними розмірами тришарової стільникової композитної панелі конструкції панелі, які наведені в таблиці 4.14.

Для перевірки точності отриманих результатів задавали пружні властивості матеріалів даної конструкції в модулі системи інженерного аналізу FEMAP v11.0.1 [97, 118], як шаруватої структури із двома типами різних ортотропних матеріалів (рис.4.19, рис.4.20) і обчислені еквівалентні фізико-механічні характеристики її як пружного моношару в осях ортотропії (рис.4.21).

Порівняння результатів розрахунку пружних ортотропних характеристик матеріалів даної конструкції, отриманих двома способами, показує, що максимальна розбіжність їхніх величин між аналітичним і чисельним методами не перевищує 11%. При цьому, аналітичний метод має ту перевагу, що дозволяє визначити весь набір пружних констант.

Таблиця 4.14

"Еквівалентні" фізико-механічні характеристики тришарової стільникової панелі

Метод обчислення, похибка	Модуль пружності, МПа			Коефіцієнт Пуассона			Модуль зсуву, МПа		
	E_x	E_y	E_z	μ_{xy}	μ_{yz}	μ_{xz}	G_{xy}	G_{yz}	G_{xz}
Осереднення по об'єму	1500	1500	650.7	0.321	0.21	0.21	506	143	171
Фемар v11.0.1	1352.5	1352.5	-	0.314	-	-	515.3	-	-
Похибка у % щодо значень Фемар	10.9	10.9	-	2.23	-	-	1.76	-	-

Густина матеріалу, за методом осереднення по об'єму, $\rho_{ekv} = 46.75 \text{ кг/м}^3$.

Рис.4.19 Пружні характеристики стільникового заповнювача панелі

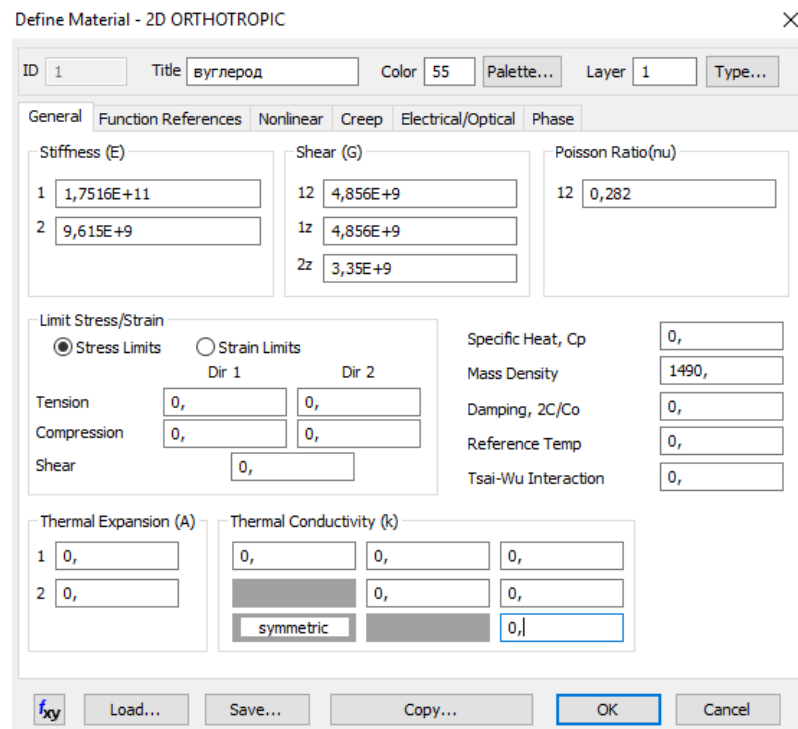


Рис.4.20 Пружні характеристики вуглепластикової пластини

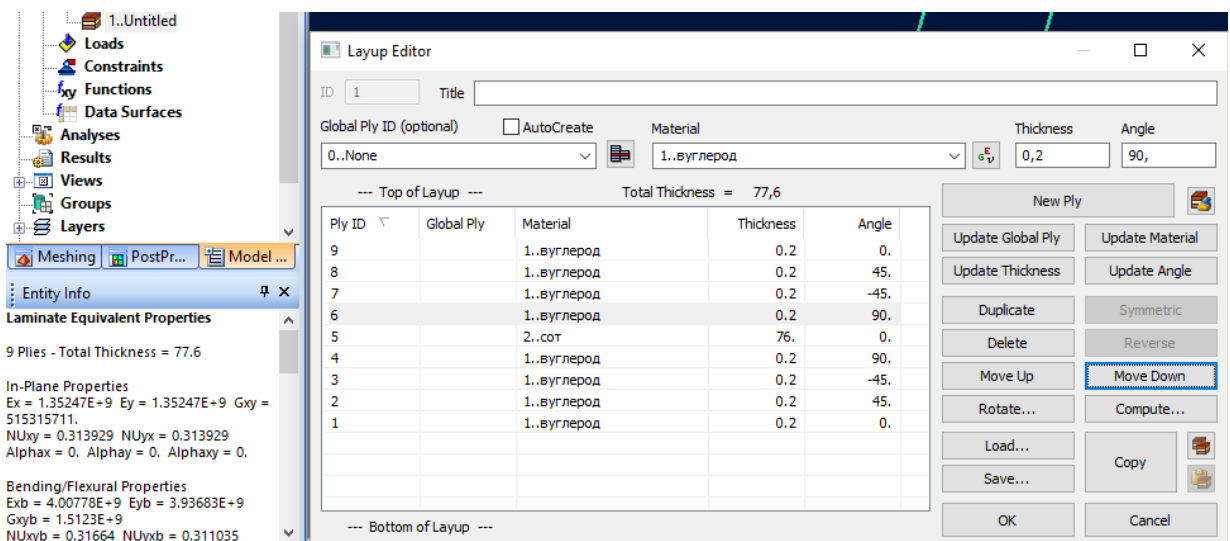


Рис.4.21 Результати чисельних розрахунків характеристик пружного моношару панелі в системі інженерного аналізу FEMAP v11.0.1

Для оцінки ефективності імітаційної моделі тришарової конструкції панелі з еквівалентними характеристиками жорсткості та інерційно-масовими властивостями пружного моношару (тип 4) з геометричними розмірами 445 мм х 710 мм х 77.6 мм у формі пластини проводили її тестування при статичному й модальному аналізі в системі ANSYS 12.1.

Вважали, що модель конструкції панелі у вигляді пружного моношару прямокутної форми розташована на 4-х нерухомих опорах (див. рис.4.8).

Для чисельних розв'язків задач статичної та динамічної з застосуванням даного типу розрахункових схем використані дискретні моделі панелі конструкції, створені із застосуванням об'ємних 14500 CE SOLID185 із 18945 вузлами. Їхня кількість обрана погодженим з CE апроксимаціями базової дискретної моделі (кількість CE 47056, вузлів 29880) панелі конструкції (тип 2, рис.4.8-а) з точним описом структур армування пластин і стільника для виключення впливу точності чисельних розв'язків при порівнянні результатів розрахунку.

Ізолінії переміщень при гравітаційному навантаженні багатошарової стільникової конструкції панелі із верхньої й нижньої вуглепластиковою пластиною із застосуванням відповідно до базової CE моделі (тип 1) і CE моделі у вигляді еквівалентного пружного моношару з еквівалентною жорсткістю (тип 4) наведені на рис.4.22. Максимальні переміщення становлять $0.447 \cdot 10^{-3}$ мм та $0.509 \cdot 10^{-3}$ мм відповідно для CE моделі тип 1 і тип 4. Відносна погрішність розрахунку становить 13.9%.

Результати модального аналізу шести перших власних частот і форм коливань дискретних моделей панелі із типом 1 й 4 представлені на рис.4.23 – рис.4.28.

Похибка обчислення величин власних частот коливань динамічних моделей панелі (тип 1 й 4) з різними алгоритмами обчислення пружних і масових характеристик сполучених елементів конструкцій з композитних матеріалів становила 3.3% для першої частоти, та до 14.0% – 29.6% для власних частот коливань від другої до шостої.

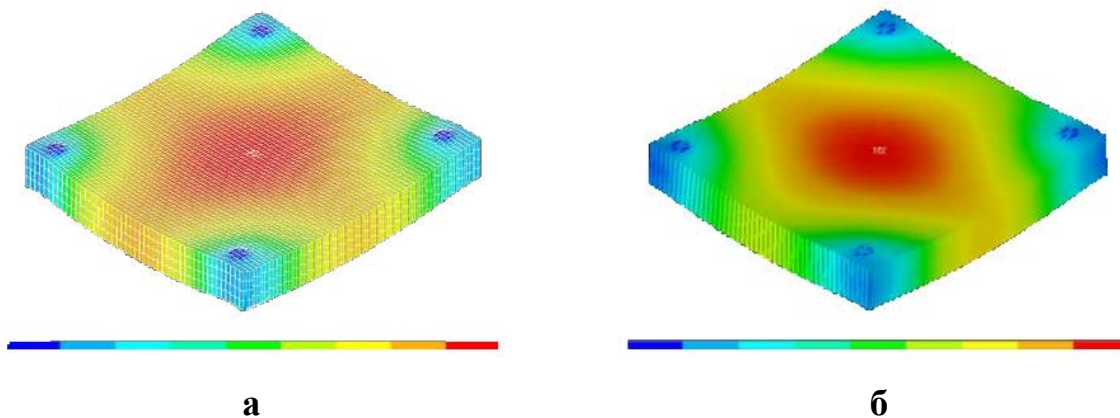


Рис.4.22 Базова, тип 1 (а) і еквівалентна пружного моношару, тип 4 (б) моделі конструкції панелі зі збереженням стільникової структури в умовах силового навантаження від власної ваги

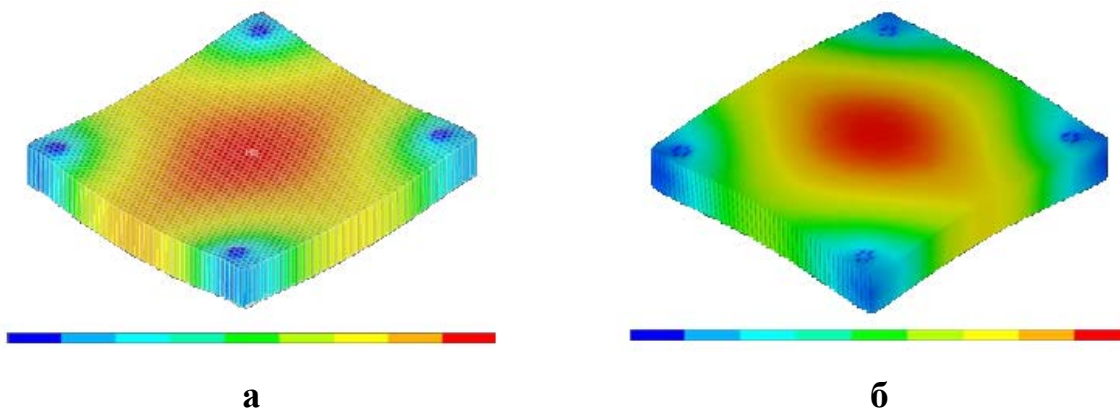


Рис.4.23 Модальний аналіз. Перша форма власних коливань, частота коливань 825 / 798 Гц відповідно дискретних СЕ моделей: базової (а) і еквівалентної пружного моношару (б) конструкції панелі

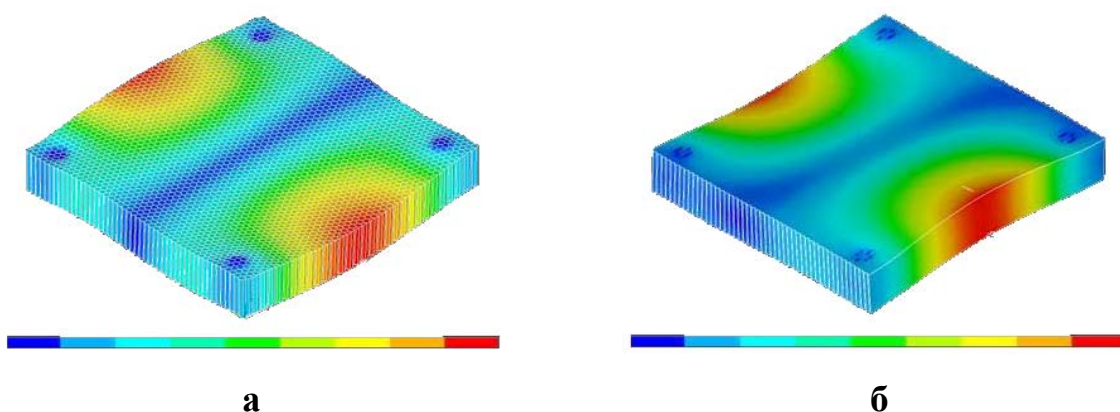


Рис.4.24 Модальний аналіз. Друга форма власних коливань, частота коливань 1436 / 1234 Гц відповідно дискретних СЕ моделей: базової (а) і еквівалентної пружного моношару (б) конструкції панелі

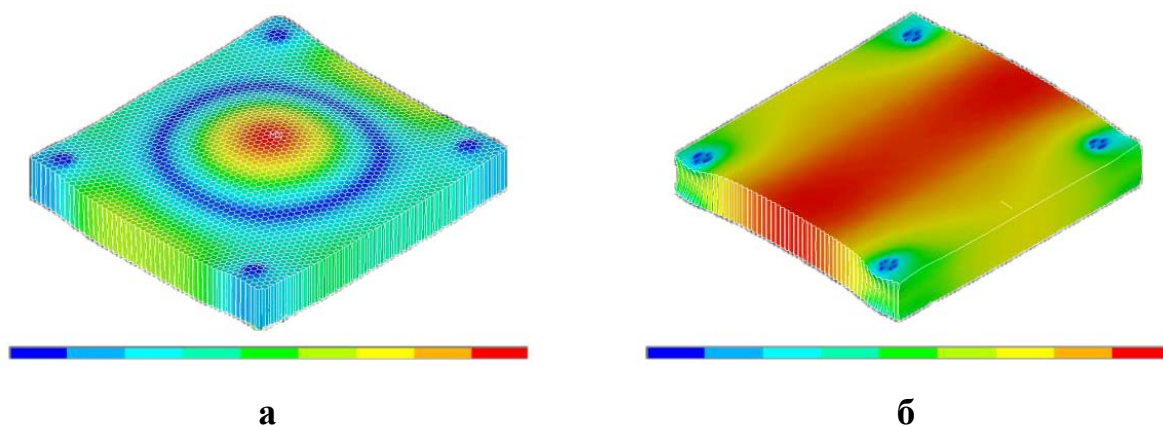


Рис.4.28 Модальний аналіз. Шоста форма власних коливань, частота коливань 2673 / 1880 Гц відповідно дискретних СЕ моделей: базової (а) і еквівалентної пружного моношару (б) конструкції панелі

У результаті проведення верифікаційних чисельних експериментів встановлено:

1. При використанні ефективних моделей типу 2 та 3 має місце добре узгодження результатів розрахунку динамічних характеристик стільникової панелі з нижніми та верхніми пластинами з базовою моделлю (тип 1). Відносна похибка становить не більше 0.8%;
2. Використання еквівалентної моделі типу 2 дозволяє зменшити в 4 рази кількість вузлів і скінченних елементів дискретної моделі;
3. Сітки СЕ для базової й наближеної моделі (тип 1 і 2) панелі стикуються прямо без проміжних елементів, що дозволяє без утруднень будувати ефективні геометричні моделі стільникових композитів;
4. Аналогічно можна спростувати сітку типу 2 для довжин ребер комірок стільникової панелі еквівалентної моделі 24 мм, 48 мм і т.д.;
5. Модель пружного моношару конструкції панелі типу 4 має найменшу точність результатів обчислення її динамічних характеристик і не рекомендується для проведення практичних розрахунків. Це є слідством значної (відносно інших розмірів) товщини панелі.

4.7 Висновки з розділу

1. Сформульовано варіанти скінченно-елементних моделей, які можна застосовувати при моделювання силових конструкцій на основі шаруватих ПКМ та тришарових стільникових панелей.

2. Наведена загальна характеристика терморозміростабільної панелі корпусу блока корисного навантаження КА: конструкція, матеріали та їхні характеристики.

3. Отримано еквівалентні ортотропні пружні характеристики пакета шарів моделі матеріалу пластини з різними схемами симетричного армування за напрямками 0, 90 та ± 45 градусів.

4. Розглянуто три типи скінченно-елементних моделей композитної пластини з різними підходами в поданні пружних властивостей матеріалу стрічки на основі вугільних волокон марки ТС 36S-12K й епоксидного сполучного марки ЭДТ-10 ОСТ 92-0957. Шляхом визначення власних частот та форм коливань проведено верифікацію скінченно-елементних моделей багатошарової композитної плити з ефективними пружними характеристиками. Показано, що при моделюванні багатошарових композиційних матеріалів застосування "еквівалентних" характеристик, обчислених за методом Хорошуна, призводить до підвищених похибок результатів розрахунків власних частот коливань.

5. Розглянуто чотири типи скінченно-елементних моделей композитної стільникової плити з різними підходами в поданні пружних властивостей матеріалу стільникового шару на основі алюмінієвої фольги. Проведено розрахунок ефективних пружних характеристик моделі матеріалу багатошарової стільникової композитної плити та наступну її верифікацію. Показано, що при моделюванні стільникової панелі застосування "еквівалентних" характеристик призводить до підвищених похибок результатів розрахунків власних частот коливань.

Результати розробок цього розділу опубліковані в статті [64] та докладалися на науково-технічній конференції [63].

РОЗДІЛ 5 ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО ТА ЗБУДЖЕНОГО ВІБРАЦІЯМИ СТАНУ КОМПОЗИЦІЙНИХ ТЕРМОРОЗМІРОСТАБІЛЬНИХ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ЗІ СКАНЕРАМИ ВИСОКОЇ РОЗДІЛЬНОЇ ЗДАТНОСТІ

Методики розв'язування крайових задач для скінченно-елементних моделей ТРС силових конструкцій СВРЗ для КА "Січ-2М" є загальними, тому продемонструємо їх на прикладі ТРС панелі корпусу блока корисного навантаження (корпуса БКН) КА. Загальна характеристика цієї панелі дана в підрозділі 4.2.

5.1 Загальна характеристика скінченно-елементної моделі терморозміростабільної панелі корпусу блока корисного навантаження КА

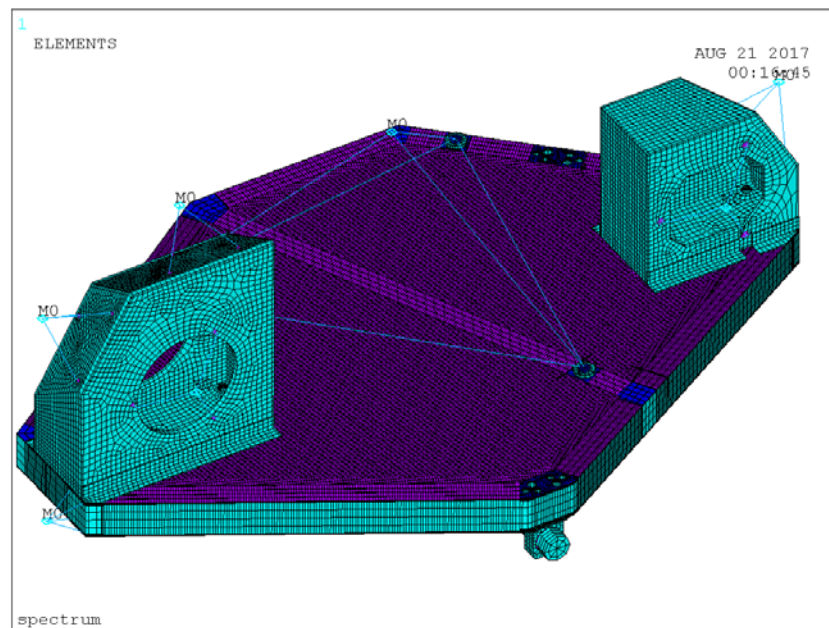
Для панелі корпусу БКН з технологічним устаткуванням (рис.4.2) побудували в системі інженерного аналізу ANSYS APDL [121] скінченно-елементну модель (рис.5.1), що складається зі стрижневих (BEAM188), багатошарових пластинчастих (SHELL181) і тривимірних (SOLSH190) СЕ.

Для сполучення ступенів свободи тривимірних і пластинчастих СЕ використовували контактні елементи TARGE170 й CONTA173. Начіпні елементи корпусу БКН: чотири оптичних прилади, сканер і магнітометр, моделювали як зосереджені маси за допомогою елемента MASS21, що з'єднували з опорами зв'язками MPC184. Стільниковий наповнювач 5056-6-23 [27] моделювали як пластинчасту структуру з дискретизацією по товщині на 4 СЕ SHELL181 (варіант **III_{s-n}** з підрозділу 4.1) та урахуванням подвійних стінок у зоні зварювання алюмінієвої фольги (рис.5.1-б).

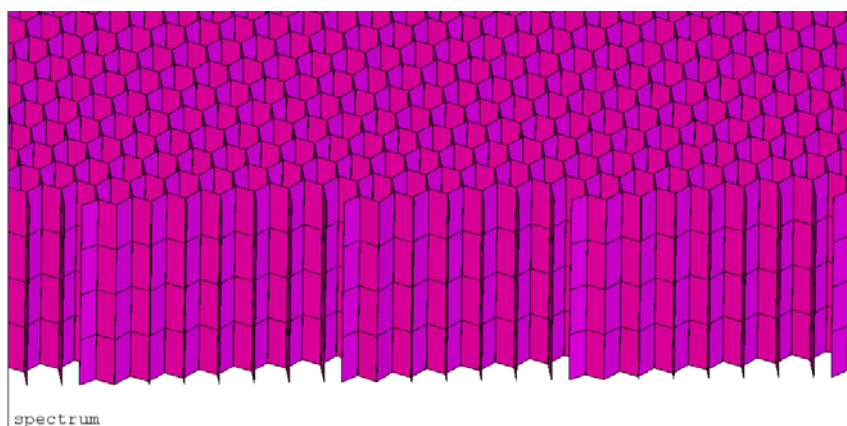
Фізико-механічні властивості матеріалу багатошарових пластинчастих СЕ SHELL181 вуглепластикових пластин із заданою схемою армування задавали формулами для перетворень числових даних (товщина, кут)

кожного із семи шарів стрічки з вуглепластику і її пружних характеристик (див. табл.4.3). Локальні координати багатошарових СЕ для структур композитного матеріалу пластин орієнтували відповідно до головного напрямку укладання шарів стрічки з вуглепластику.

Побудована сітка скінченних елементів містила 167328 вузлів і 214212 СЕ. За результатами моделювання маса панелі корпусу БКН з навісним устаткуванням становила 154.62 кг.



а



б

Рис.5.1 Скінченно-елементна модель композитної панелі корпусу БКН зі стільниковим наповнювачем (а), фрагмент сітки СЕ стільникового наповнювача (б)

5.2 Характеристики напружено-деформованого стану панелі корпусу блока корисного навантаження КА під дією статичних інерційних навантажень

Максимальне перевантаження КА на етапі виведення на орбіту ракетою-носієм відповідає граничному прискоренню $6.94 g$.

Тому задавали на панель корпусу БКН інерційне навантаження $6.94 g$ в напрямку осі Z і виконували статичний аналіз. Результати розрахунків представлені на рис.5.2 – 5.11 у вигляді полів для переміщень і напружень за Мізесом в різних конструктивних елементах. Максимальні переміщення мають місце в кутовій точці кронштейна (рис.5.2). Максимальні напруження в основних елементах панелі корпусу БКН наведені в табл.5.1.

Таблиця 5.1

Максимальні напруження в елементах панелі корпусу БКН при статичному інерційному навантаженні

№	Елемент конструкції	Напруження за Мізесом, МПа	Примітка
1	Стільниковий наповнювач	45.4	Рис.5.4
2	Вуглепластикові труби	24.7	Рис.5.8
3	Фітинги та втулки	67	Рис.5.9
4	Вуглепластикові пластини	57	Рис.5.10
5	Вуглепластикові кронштейни	13.2	Рис.5.11

Слід зазначити, що максимуми еквівалентних напружень спостерігалися в околі опор сканера. Розподіл напружень у стільниковому наповнювачі характеризується плавними градієнтами (рис.5.4). Напруження у вуглепластикових пластинах мають виражені локальні максимуми в області отворів (рис.5.10). Напруження зсуву в стільниковому наповнювачі панелі сканера для компонент тензора напружень τ_{xz} перебували в діапазоні від -11.2 до 13.2 МПа (рис.5.5) та τ_{yz} від -15.9 до 22.5 МПа (рис.5.6). Осьові

напруження σ_z у стільниковому наповнювачі панелі сканера змінювалися в діапазоні від -12.5 МПа до 10.2 МПа (рис.5.7).

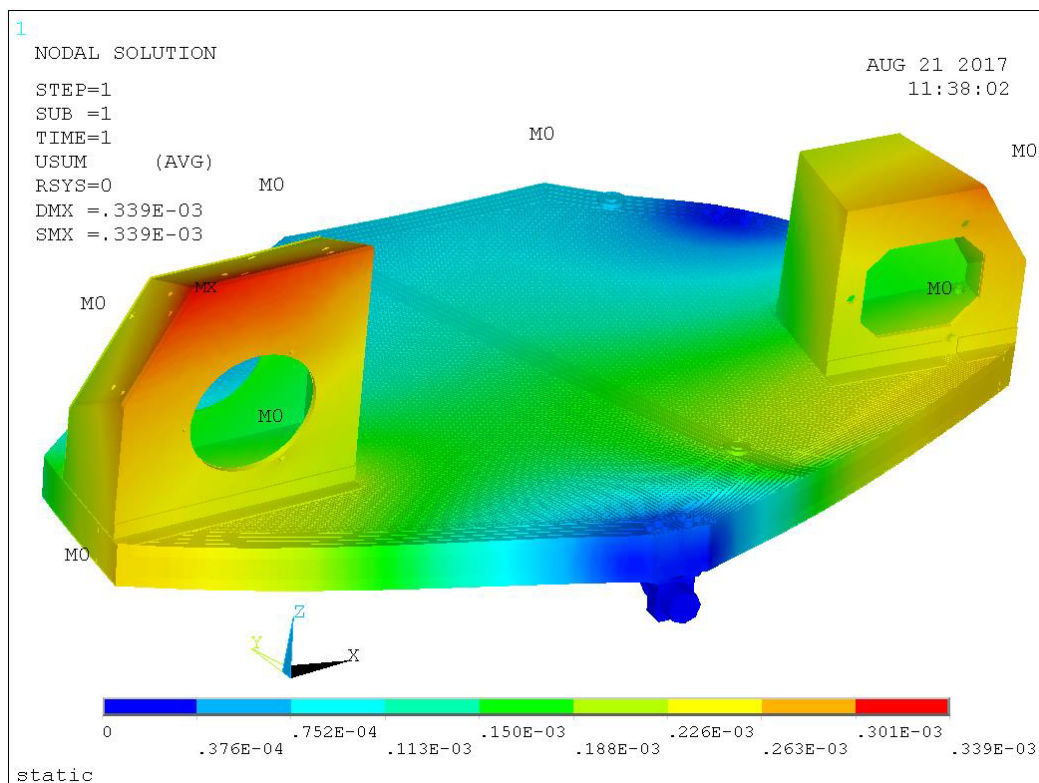


Рис.5.2 Переміщення, $U_{\max}=0.339$ мм

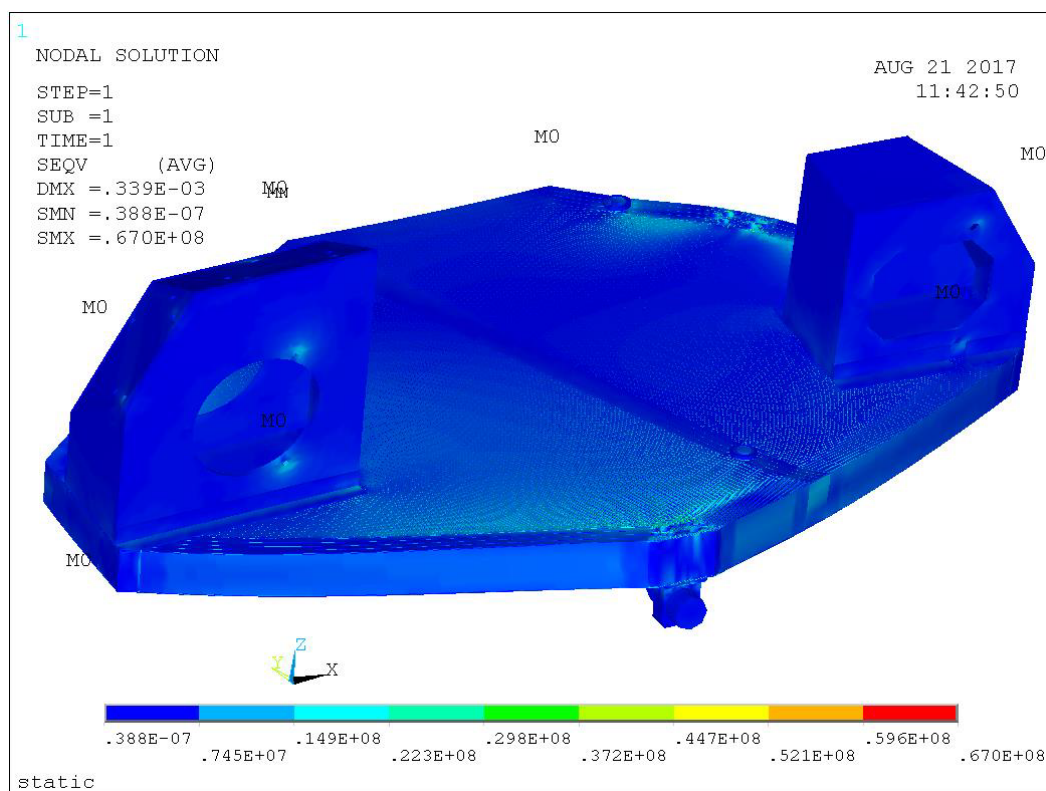


Рис.5.3 Еквівалентні напруження за Мізесом, $\sigma_{Mises}=67$ МПа

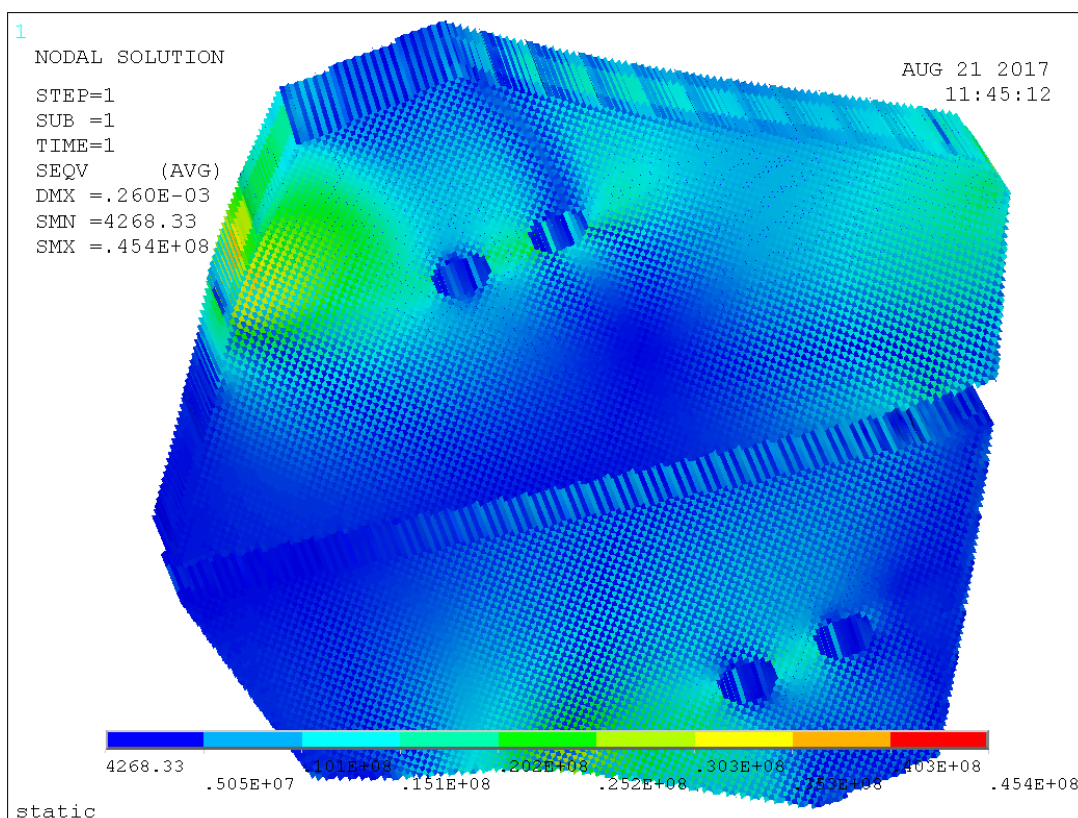
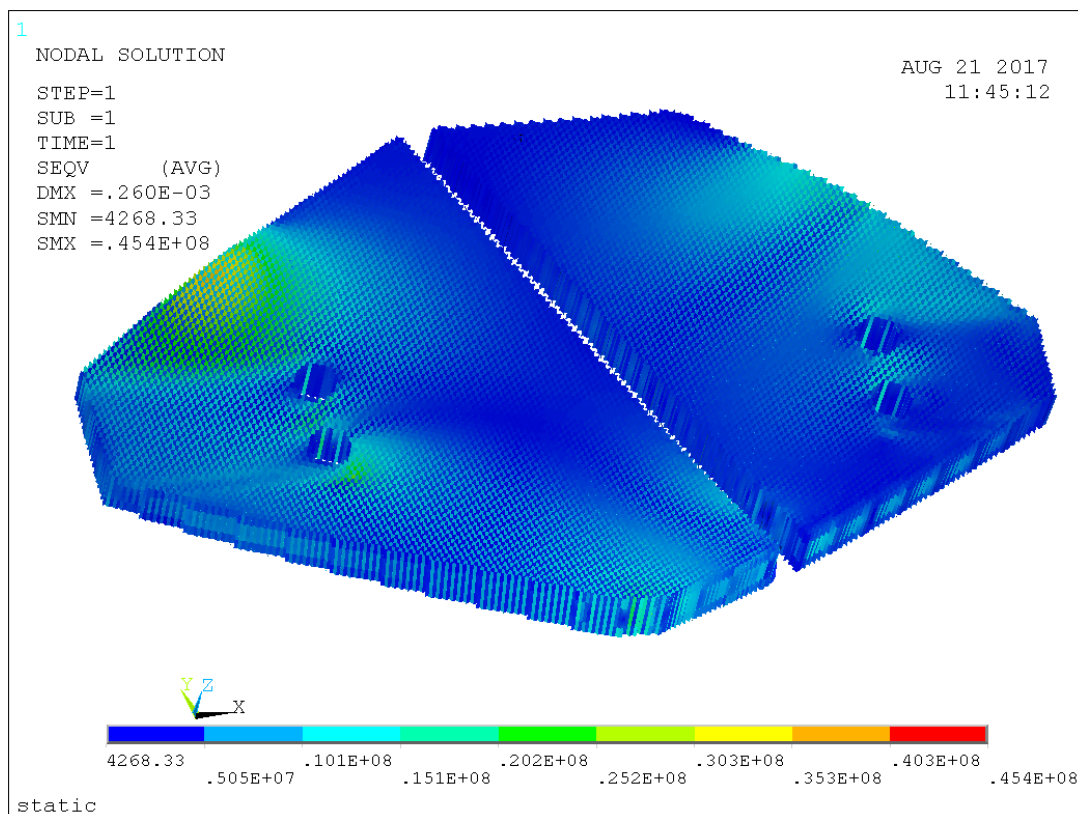
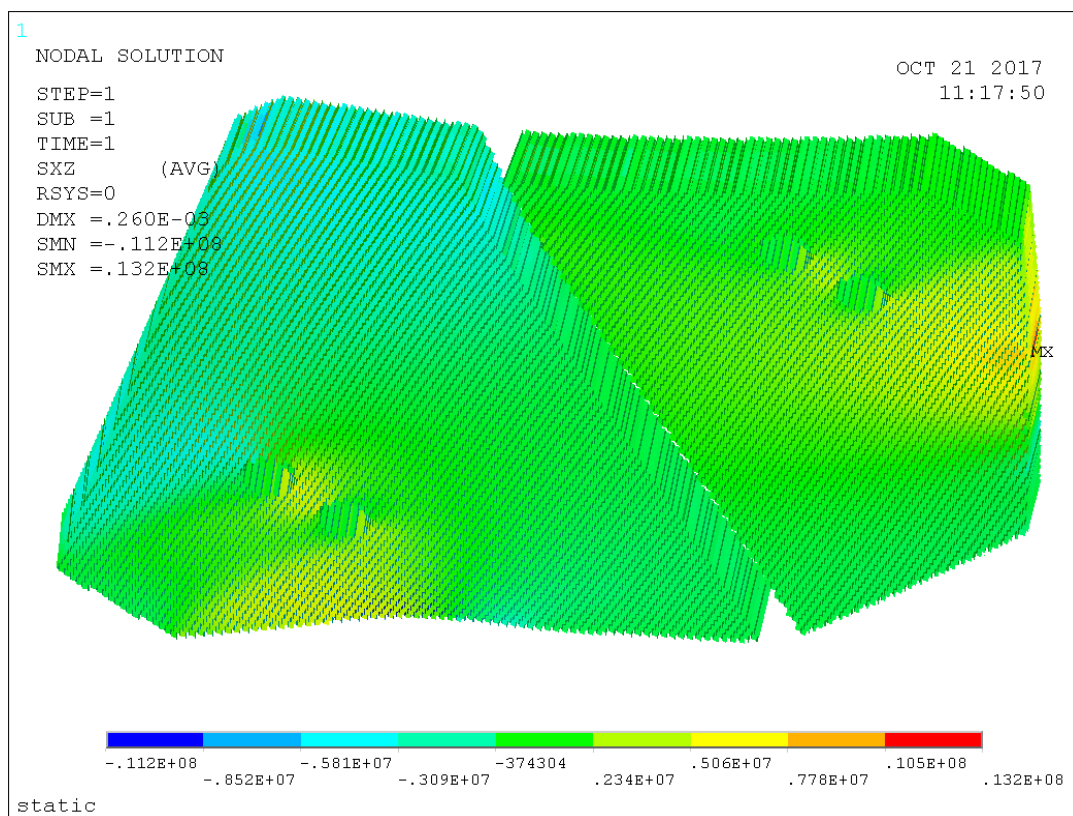
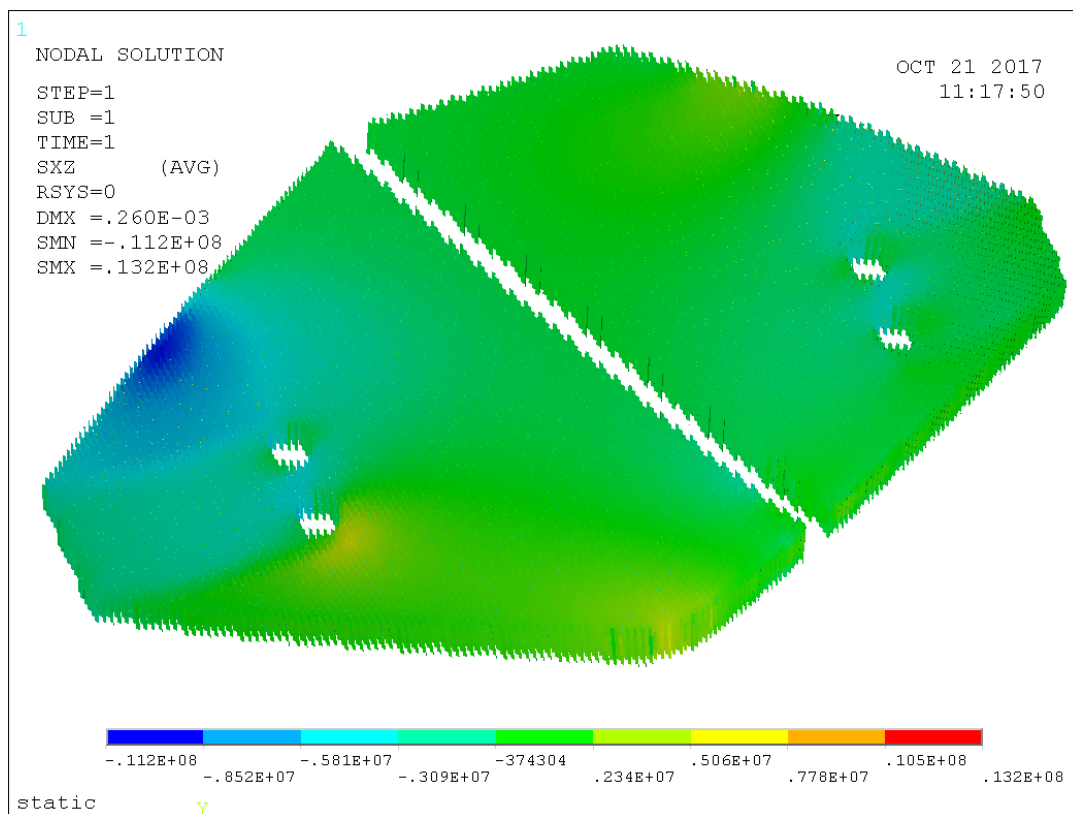
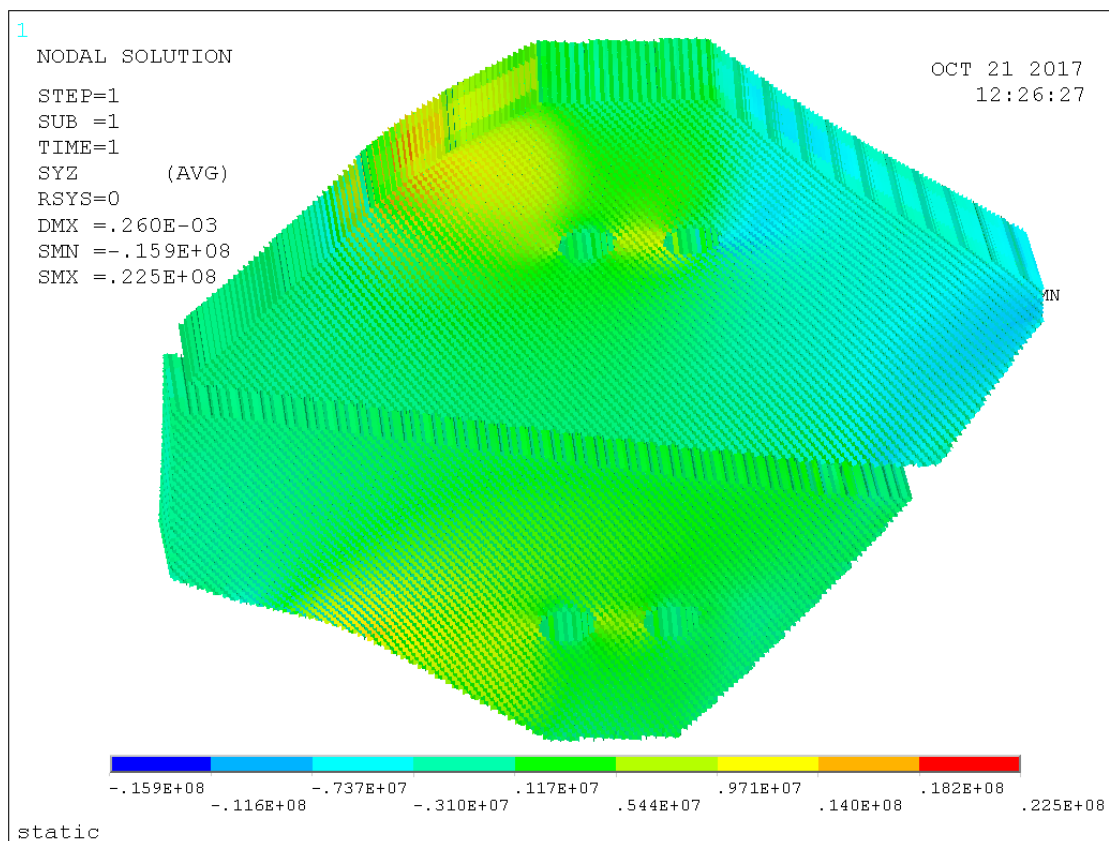
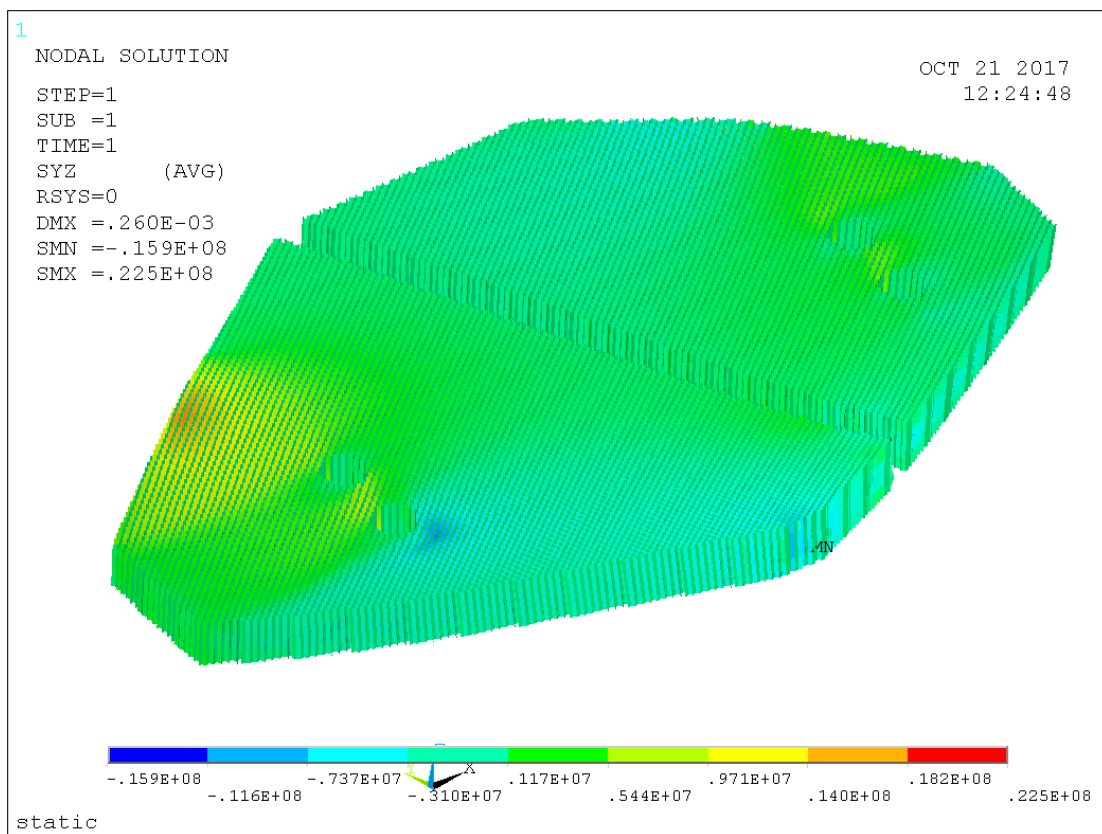


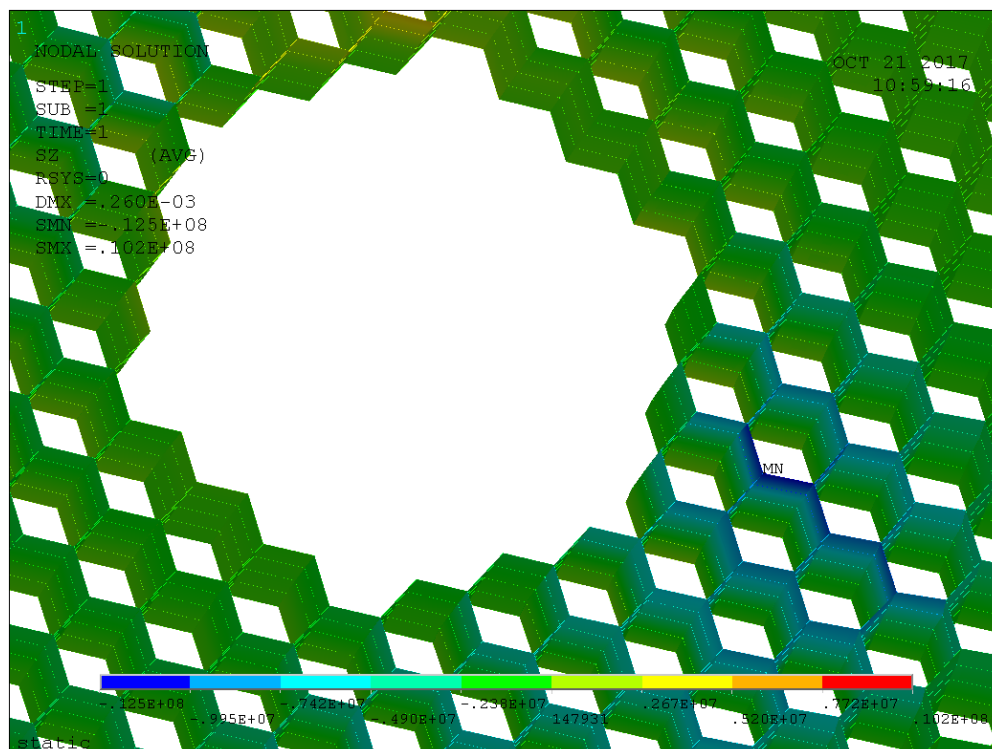
Рис.5.4 Еквівалентні напруження за Мізесом у стільниковому наповнювачі, $\sigma_{Mizes} = 45.5$ МПа



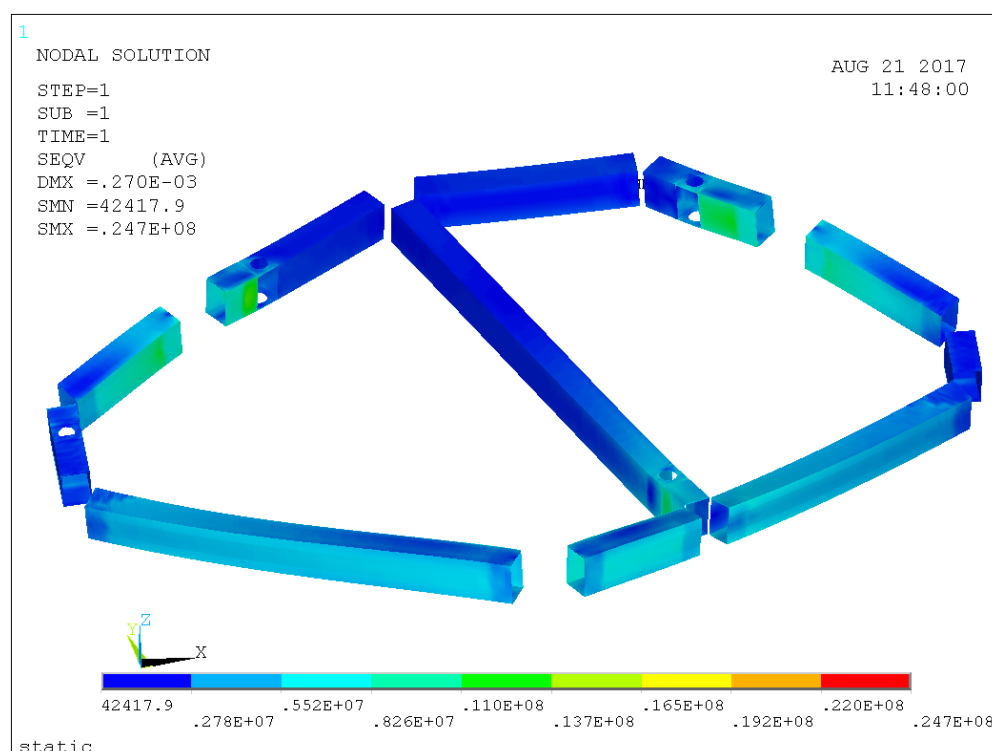
**Рис.5.5 Напруження зсуву τ_{xz} у стільниковому наповнювачі:
від -11.2 до 13.2 МПа**



**Рис.5.6 Напруження зсуву τ_{yz} у стільниковому наповнювачі:
від -15.9 до 22.5 МПа**



**Рис.5.7 Напруження σ_z у стільниковому наповнювачі:
 від -12.5 до 10.2 МПа**



**Рис.5.8 Еквівалентні напруження за Мізесом у вуглепластикових
 трубах, локальний максимум – до 24.7 МПа**

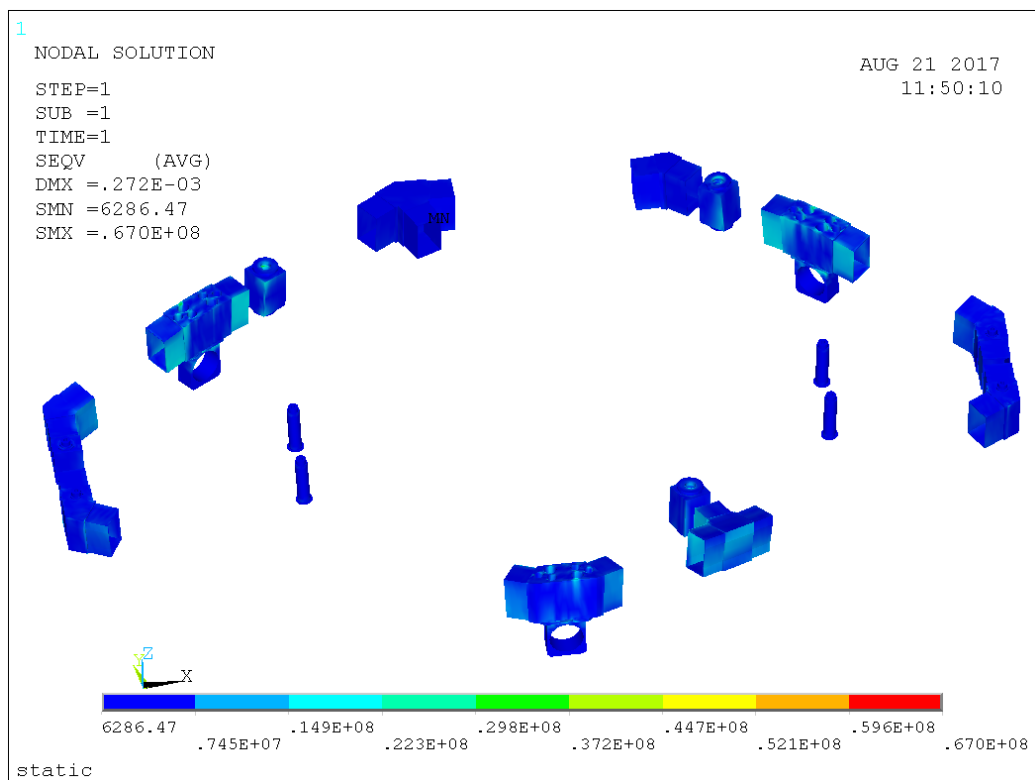
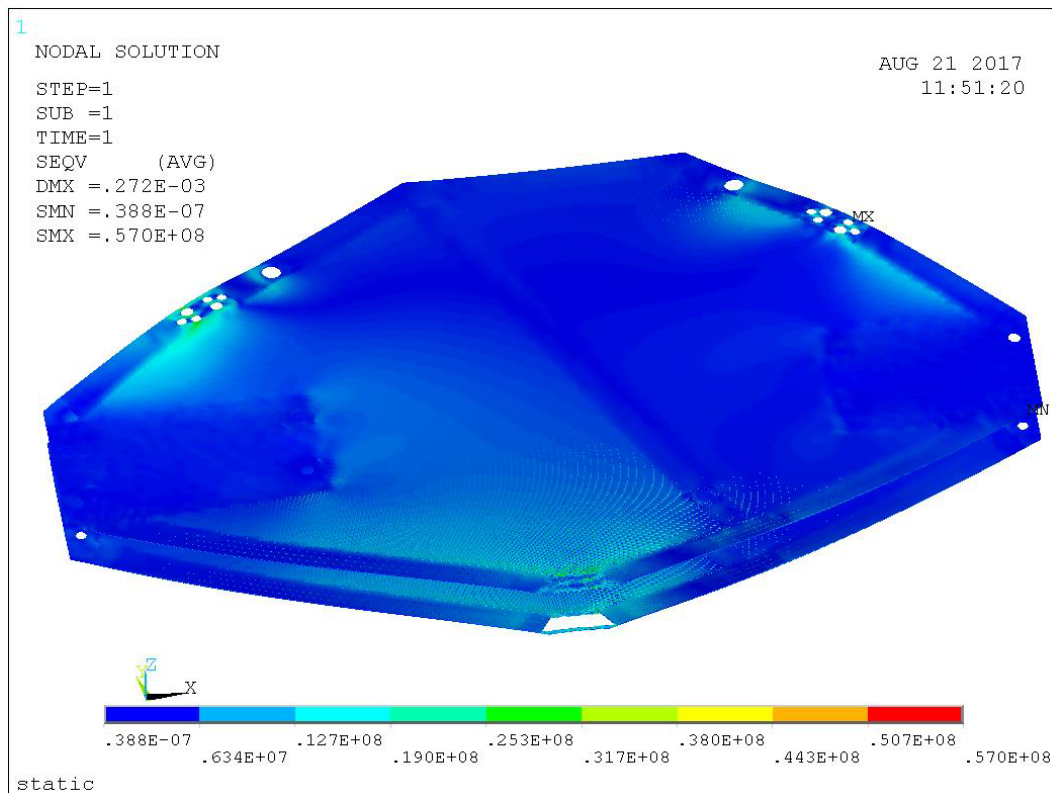
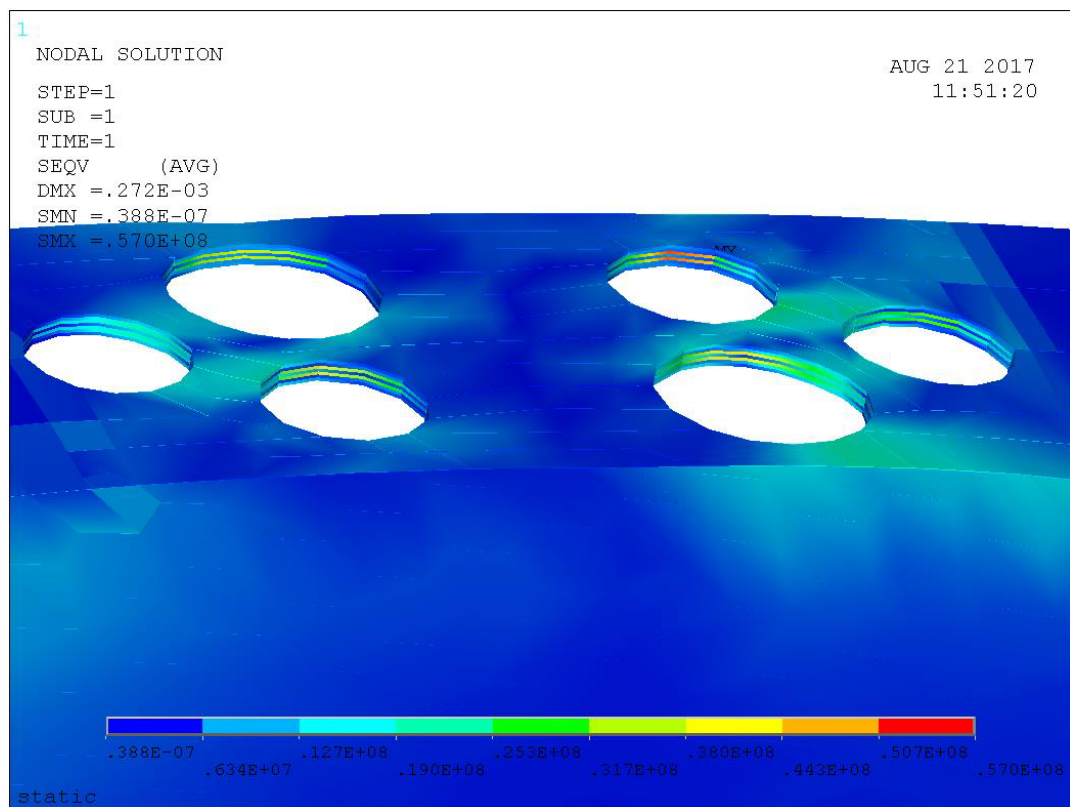


Рис.5.9 Еквівалентні напруження за Мізесом у фітингах та втулках, локальний максимум – до 67 МПа

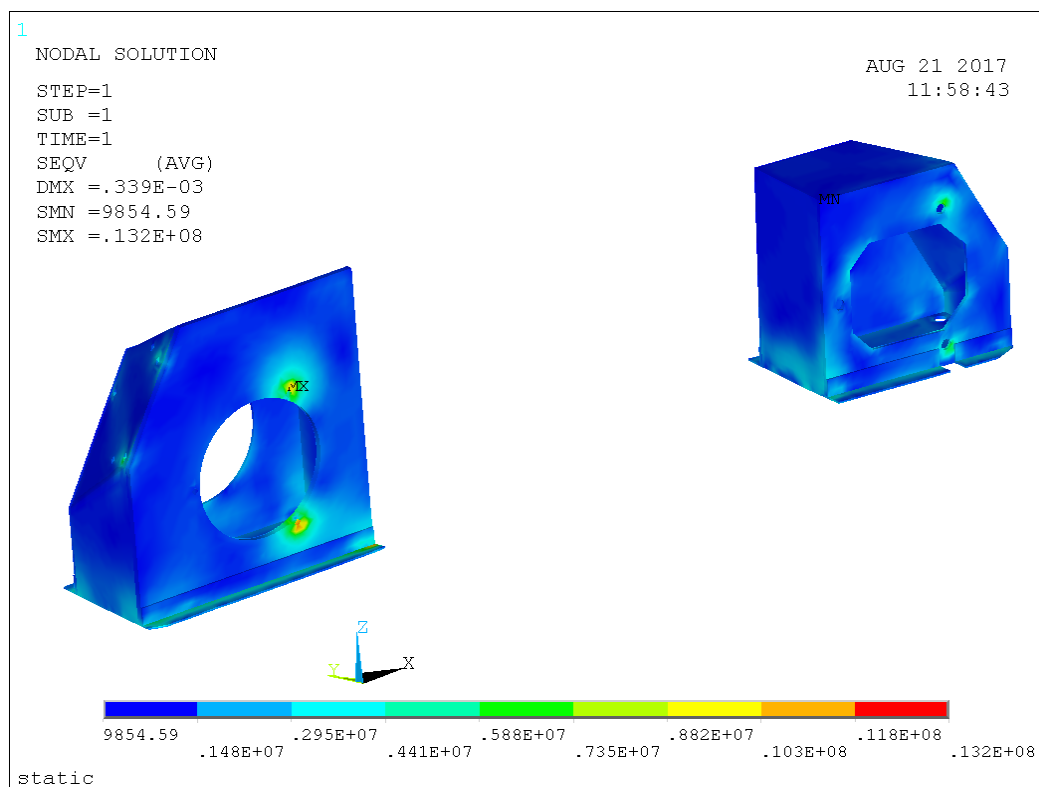


a

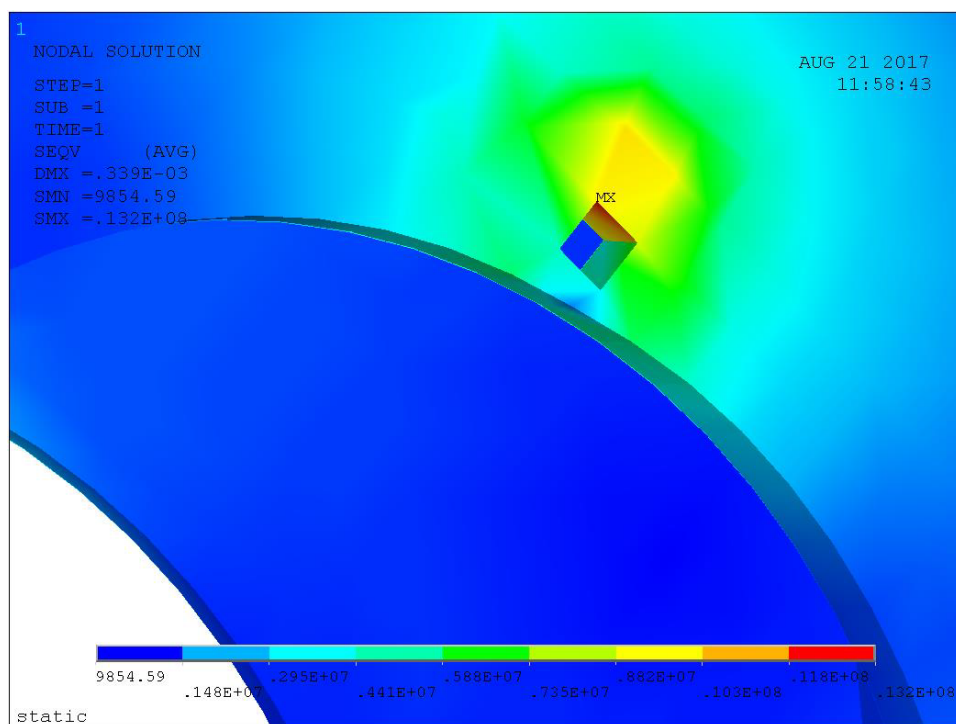


б

**Рис.5.10 Еквівалентні напруження за Мізесом у вуглепластикових
пластинах: в отворах локальний максимум – до 57 МПа**



а



б

Рис.5.11 Еквівалентні напруження за Мізесом у вуглепластикових кронштейнах: локальний максимум – до 13.2 МПа

5.3 Частотний аналіз панелі корпусу блока корисного навантаження КА

Частотний аналіз моделі панелі корпусу БКН (рис.5.1), провели на основі розв’язку системи (2.37) з урахуванням кінематричних обмежень (2.7) методом Ланцоша в ANSYS APDL [121]. Результати представлені значеннями перших шести власних частот коливань (табл.5.2) і зображеннями перших форм власних коливань (рис.5.12 – рис.5.16).

Таблиця 5.2

Частоти власних коливань моделі панелі корпусу БКН

№ частоти	1	2	3	4	5	6
Частота, Гц	56.7	68.6	88.3	109.1	117.5	126.2

Видно, що основні форми власних коливань викликані дією на плиту кронштейнів і розміщених на них начіпних елементів. Дію сканера можна помітити тільки на п’ятій формі власних коливань (рис.5.16).

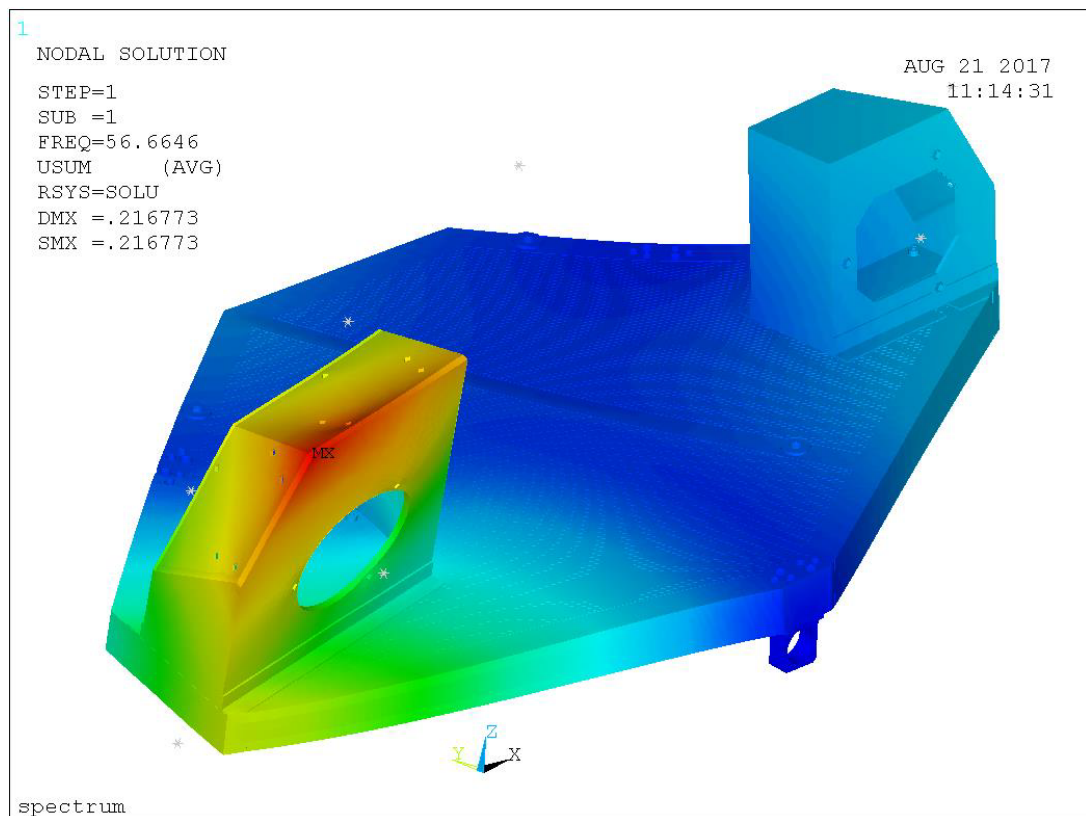


Рис.5.12 Перша форма власних коливань панелі

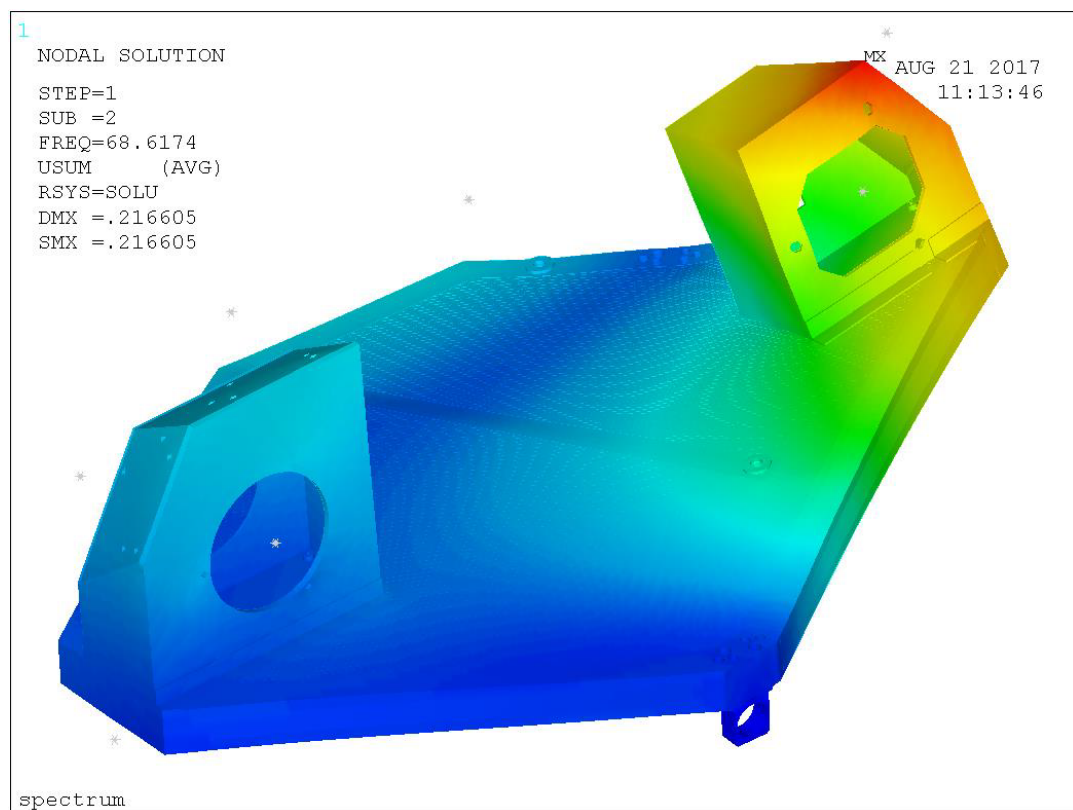


Рис.5.13 Друга форма власних коливань панелі

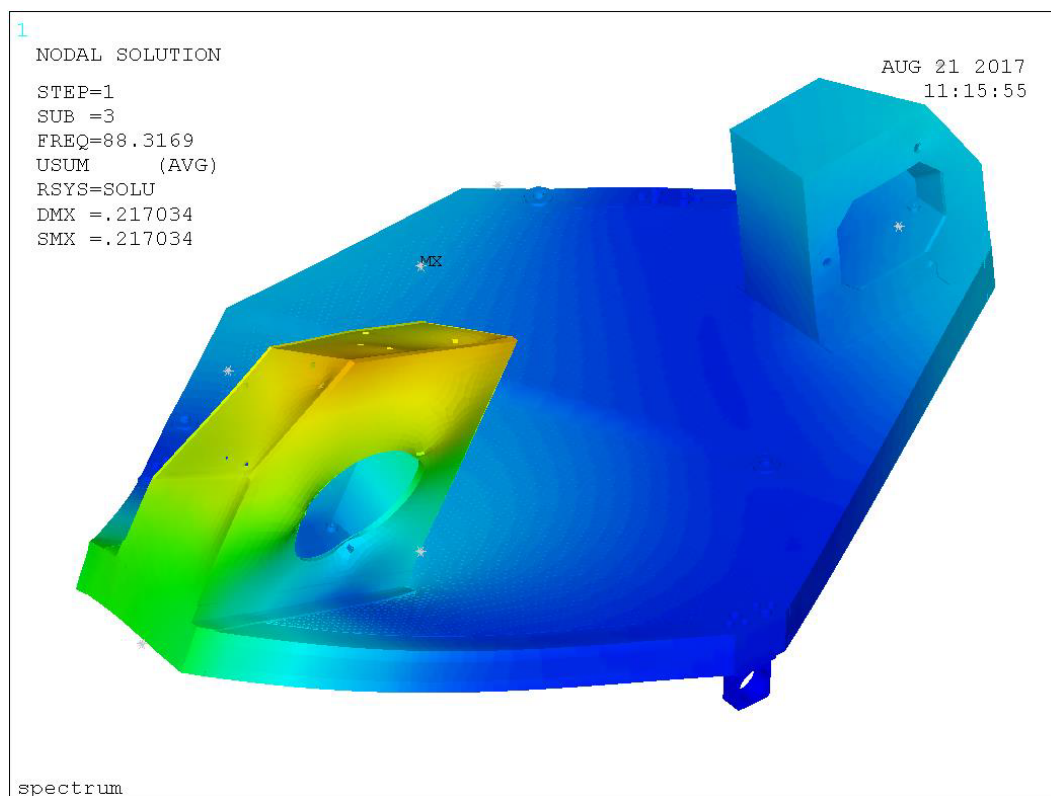


Рис.5.14 Третя форма власних коливань панелі

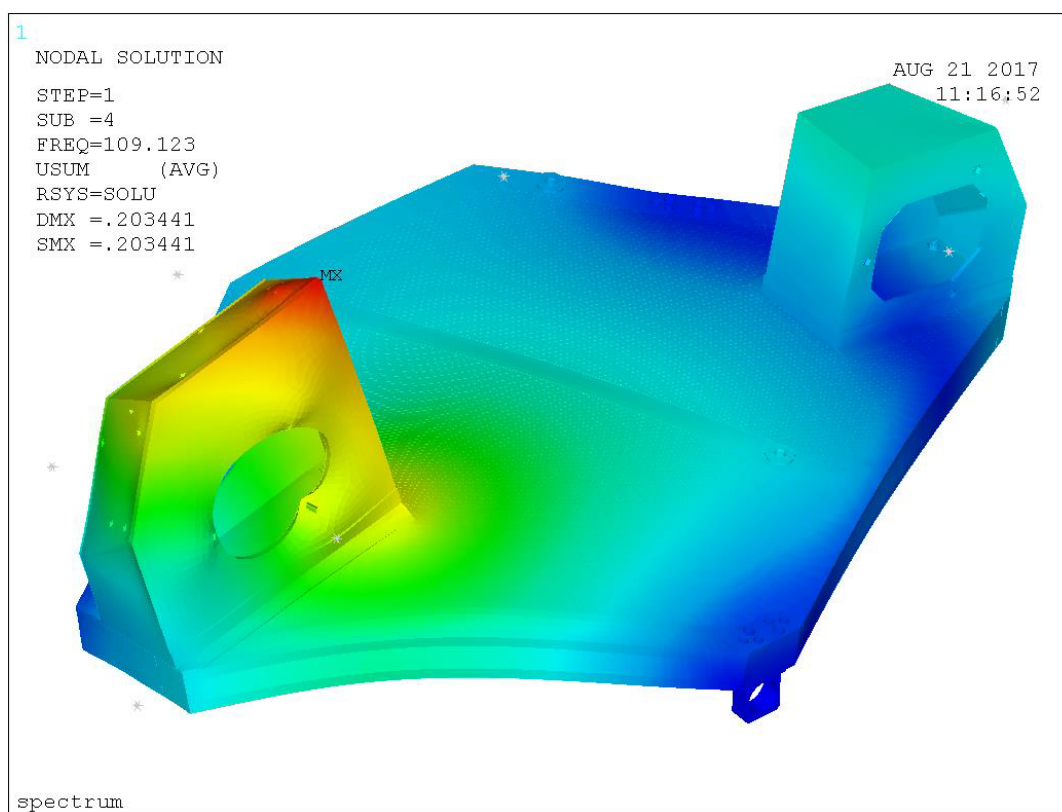


Рис.5.15 Четверта форма власних коливань панелі

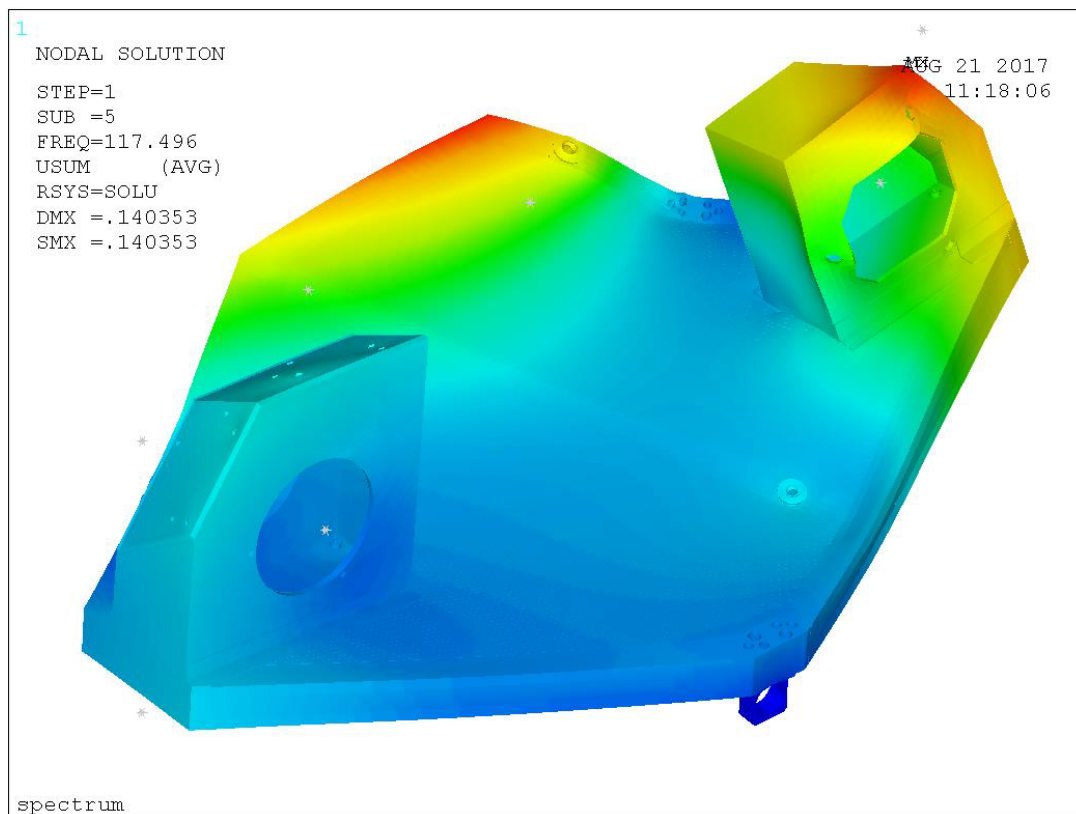


Рис.5.16 П'ята форма власних коливань панелі

5.4 Характеристики напружено-деформованого стану панелі корпусу блока корисного навантаження КА при гармонійних навантаженнях (вібраціях)

Для дослідження вимушених коливань панелі корпусу БКН (рис.4.2) на етапі виведення на орбіту використали дані ДП "КБ "Південне" [64]. Враховували, що вібраційні прискорення (табл.5.3, табл.5.4) синфазно передаються на стільникову панель корпусу БКН від адаптера ракети-носія через три опорних вузли кріплення (рис.4.2).

Метою таких розрахунків є визначення за даними імітаційного моделювання амплітудно-частотних характеристик (АЧХ) елементів конструкції, у цьому разі – стільникової панелі корпусу БКН. Вібрації від ракети-носія вважають гармонійними [111].

Таблиця 5.3

Параметри гармонійних вібрацій на опорах у поздовжньому (Z) напрямку

Смуга частот, Ω , Гц	Амплітуда вібраційних прискорень A_z , g
5 – 10	0.5
10 – 30	0.8
30 – 50	1.2
50 – 100	0.8

Таблиця 5.4

Параметри гармонійних вібрацій на опорах у поперечних (X, Y) напрямках

Смуга частот, Ω , Гц	Амплітуда вібраційних прискорень $A_x = A_y$, g
5 – 7.5	0.4
7.5 – 10	0.4 – 0.6
10 – 100	0.6

Теоретичні основи скінченно-елементних розрахунків об'єктів при гармонічному навантаженні представлені в підрозділі 2.4. Тому тут відзначимо лише такі додаткові відомості. Залежність від частоти коефіцієнтів демпфірування ξ_m m -й моди в розрахунках не враховували, прийняли $\xi = 0.05$. У цьому випадку піки амплітудно-частотних характеристик гармонійних вібрацій стільникової панелі корпусу БКН мають місце при $\Omega \approx \omega_j$. Шукані значення амплітуд еквівалентних напружень за Мізесом $\sigma_{VM, harm}$ в елементах конструкції композитної панелі корпусу БКН знаходили для вузлових значень амплітуд вібраційних переміщень дискретної моделі [121], обчислених за даними гармонійного аналізу.

Частотний аналіз моделі панелі корпусу БКН (рис.5.1), провели в підрозділі 5.3 (див. табл.5.2, з ілюстрацією типових форм власних коливань на рис.5.12 – рис.5.16).

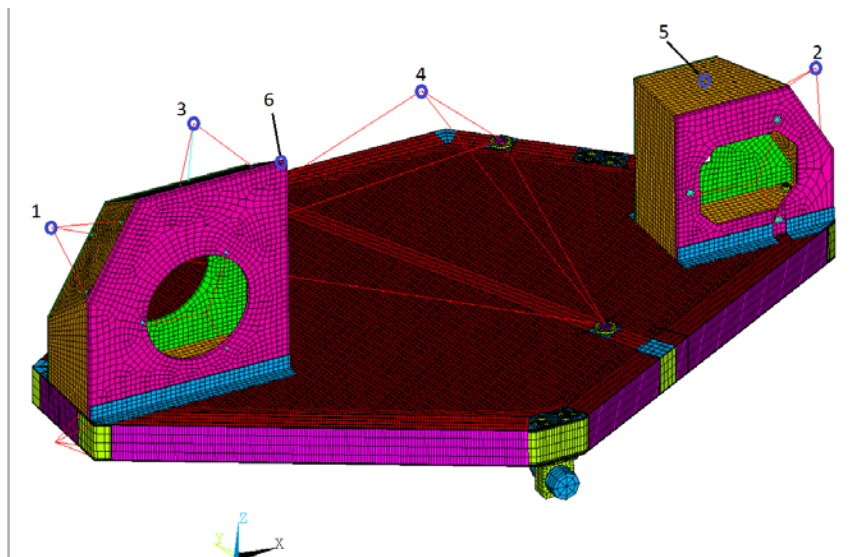


Рис.5.17 Дискретна модель композитної панелі корпусу БКН. Маркери точок для розрахунку резонансних кривих: 1, 2, 3, 4 – центри мас приладів; 5, 6 – на поверхнях кронштейнів панелі

Аналіз результатів підрозділу 5.3 дозволяє стверджувати, що основні форми власних коливань панелі корпусу БКН визначаються її жорсткістними характеристиками та інерцією оптичних приладів, закріплених на масивних кронштейнах. Динамічний вплив сканера (рис.4.1), як найбільш масивного, проявляється на п'ятій формі власних коливань при частоті 117.5 Гц, що перевищує максимальне значення 100 Гц частоти вібрації.

У цьому зв'язку можна зтверджувати, що в діапазоні вібраційних навантажень (табл.5.2, рис.5.12 – рис.5.14) резонанси композитної панелі корпусу БКН мають місце на трьох перших власних частотах коливань 56.7 Гц, 68.6 Гц та 88.3 Гц.

За даними модального аналізу та характеристик вібраційних прискорень в опорах панелі (табл.5.3, табл.5.4) визначені АЧХ (із застосуванням співвідношення (2.57) для амплітуди відповідного модального переміщення вузлів скінченно-елементної моделі в ANSYS APDL) для компонент векторів амплітуд переміщень (рис.5.18), прискорень (рис.5.19) і коефіцієнтів підсилення (рис.5.20) у точках панелі корпусу БКН, зазначених маркерами на рис.5.17.

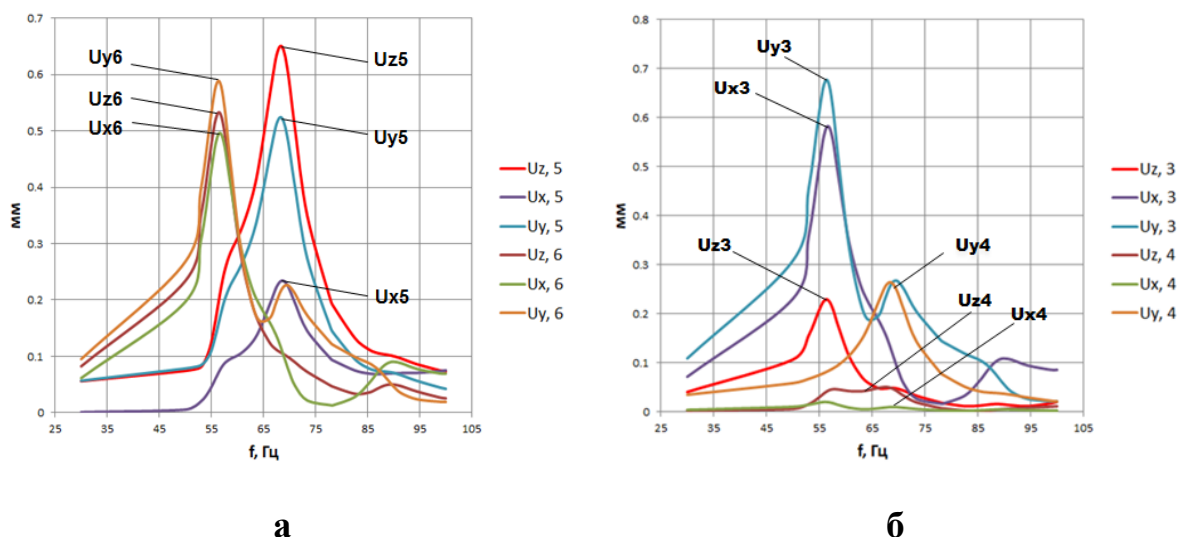


Рис.5.18 Амплітудно-частотні характеристики панелі корпусу БКН із вказівкою екстремальних величин компонент вектора амплітуд переміщень для точок кронштейнів, маркери 5 й 6 – (а), а також для центрів мас оптичних приладів, маркери 3 й 4 – (б)

Встановлено, що максимуми амплітуд поздовжніх і поперечних переміщень центрів мас оптичних приладів і точок (маркери на рис.5.17) на поверхні кронштейнів панелі корпусу БКН спостерігаються на резонансних частотах 56.7 Гц та 68.6 Гц. Для зазначених маркерів панелі корпусу БКН амплітуди переміщень кронштейнів на частоті 68.6 Гц (рис.5.18-а) не перевищують 0.68 мм і досягають зазначених екстремальних значень для приладів технологічного встаткування на частоті 56.7 Гц (рис.5.18-б).

Як випливає з аналізу (рис.5.19), закономірності розподілу поздовжніх і поперечних амплітуд прискорень двох кронштейнів панелі корпусу БКН в околу резонансних частот 56.7 Гц та 68.6 Гц однакові. Амплітуди прискорень оптичних приладів, розміщених на кронштейнах корпусу БКН, на (10 – 20)% менше, ніж у стільникової панелі (рис.5.19-а). Поза інтервалом 56.7 Гц – 88.3 Гц амплітуди гармонік коливань і прискорень панелі корпусу БКН малі в порівнянні з відповідними значеннями на резонансних частотах (рис.5.18).

З даних (рис.5.20) видно, що для центра мас оптичних приладів, розміщених на лівому вушку панелі (маркер 1, рис.5.17) максимальні

значення коефіцієнтів підсилення поперечних (K_{y1}) і поздовжніх (K_{z1}) вібраційних прискорень на першій власній частоті 56.7 Гц становлять відповідно ~ 11 та ~ 5 . На другій власній частоті 68.6 Гц екстремальні значення $K_{y2} \approx 15$ та $K_{z2} \approx 9$ спостерігаються для центра мас оптичних приладів, розміщених на правому вушку панелі (маркер 2, рис.5.17).

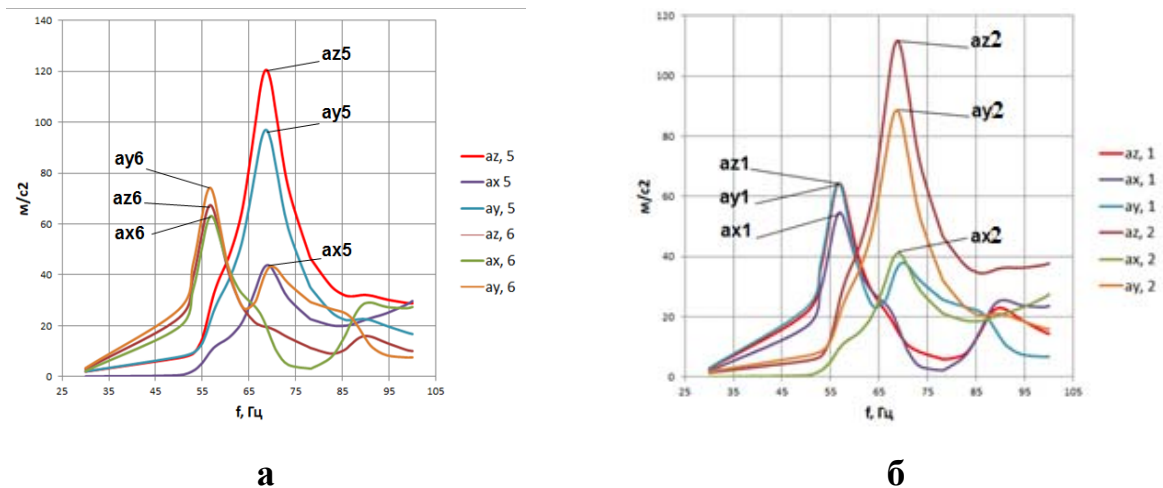


Рис.5.19 Резонансні криві для компонент вектора амплітуд прискорень із вказівкою їх екстремальних величин для кронштейнів панелі (а) і центрів мас технологічних приладів (б) з маркерами 1 і 2

Для центра мас сканера екстремальне значення коефіцієнта підсилення поперечних вібраційних прискорень ~ 11 спостерігається тільки для другої власної частоти 68.6 Гц.

Максимальні значення коефіцієнтів підсилення поперечних $\sim 12...16$ і поздовжніх $\sim 6...10$ величин вібраційних прискорень панелі корпусу БКН (рис.5.20) реалізуються відповідно поблизу першої 56.7 Гц і другої 68.6 Гц власних частот коливань, маркери 5 й 6 (рис.5.17).

Картини зображень розподілу амплітуд еквівалентних напружень за Мізесом $\sigma_{VM, harm}$ в елементах конструкції стільникової панелі корпусу БКН на частоті вібрації 68.4 Гц представлені на рис.5.21, рис.5.22. З аналізу НДС конструкції панелі корпусу БКН випливає, що амплітуди еквівалентних

напружень за Мізесом $\sigma_{VM, harm}$ в елементах конструкції (композитні пластини, кронштейни, труби, стільниковий заповнювач, фітинги та втулки), істотно розрізняються, що свідчить про їх неоднорідну динамічну навантаженість.

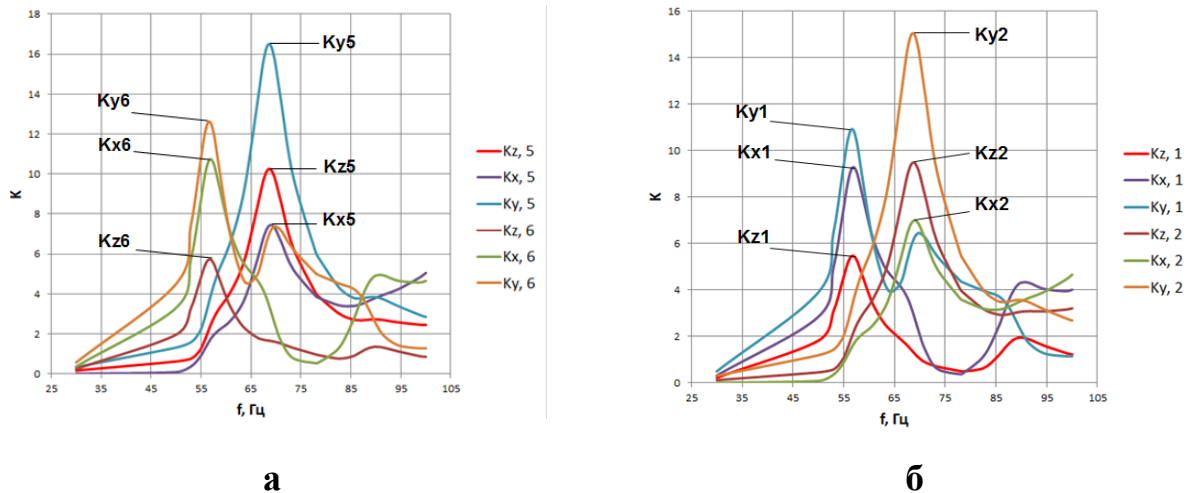


Рис.5.20 Коефіцієнти підсилення амплітуд поздовжніх (Kz) і поперечних (Kx, Ky) прискорень панелі корпусу БКН із вказівкою їх екстремальних величин для маркерів кронштейнів (а) і центрів мас технологічних приладів (б) з маркерами 1 й 2

В пластині з вуглепластику розподіли амплітуд еквівалентних напружень за Мізесом $\sigma_{VM, harm}$ однорідні, за винятком зон у поверхонь опор для сканера та технологічних отворів, де максимальні величини $\sigma_{VM, harm}$ досягають відповідно 95.5 МПа (рис.5.21-а) і 87.7 МПа (рис.5.21-б). Величини амплітуд напружень $\sigma_{VM, harm} = 31.5$ МПа стільникового заповнювача панелі корпусу БКН в три рази менші (рис.5.21-б), ніж в пластинах з вуглепластику.

Для заданих умов гармонійних коливань панелі корпусу БКН в трубах з вуглепластику і кронштейнах максимальні амплітуди еквівалентних напружень $\sigma_{VM, harm}$ не перевищують відповідно значень 20.4 МПа (рис.5.22-а) і 35.3 МПа (рис.5.22-б). У фітингах і втулках труб з вуглепластику амплітуди напружень $\sigma_{VM, harm}$ мають локальні максимуми 95.5 МПа (рис.5.22-в).

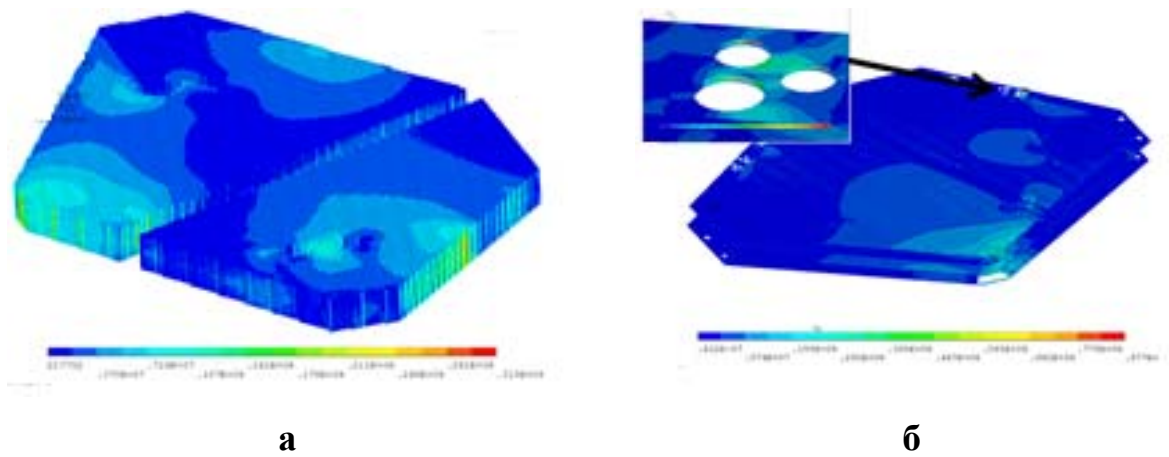


Рис.5.21 Амплітуди еквівалентних напружень за Мізесом панелі корпусу БКН для частоти вібрації 68.4 Гц із локальним максимумом: 31.5 МПа в стільниковому заповнювачі (а); 87.7 МПа в отворах пластин з вуглепластику (б)

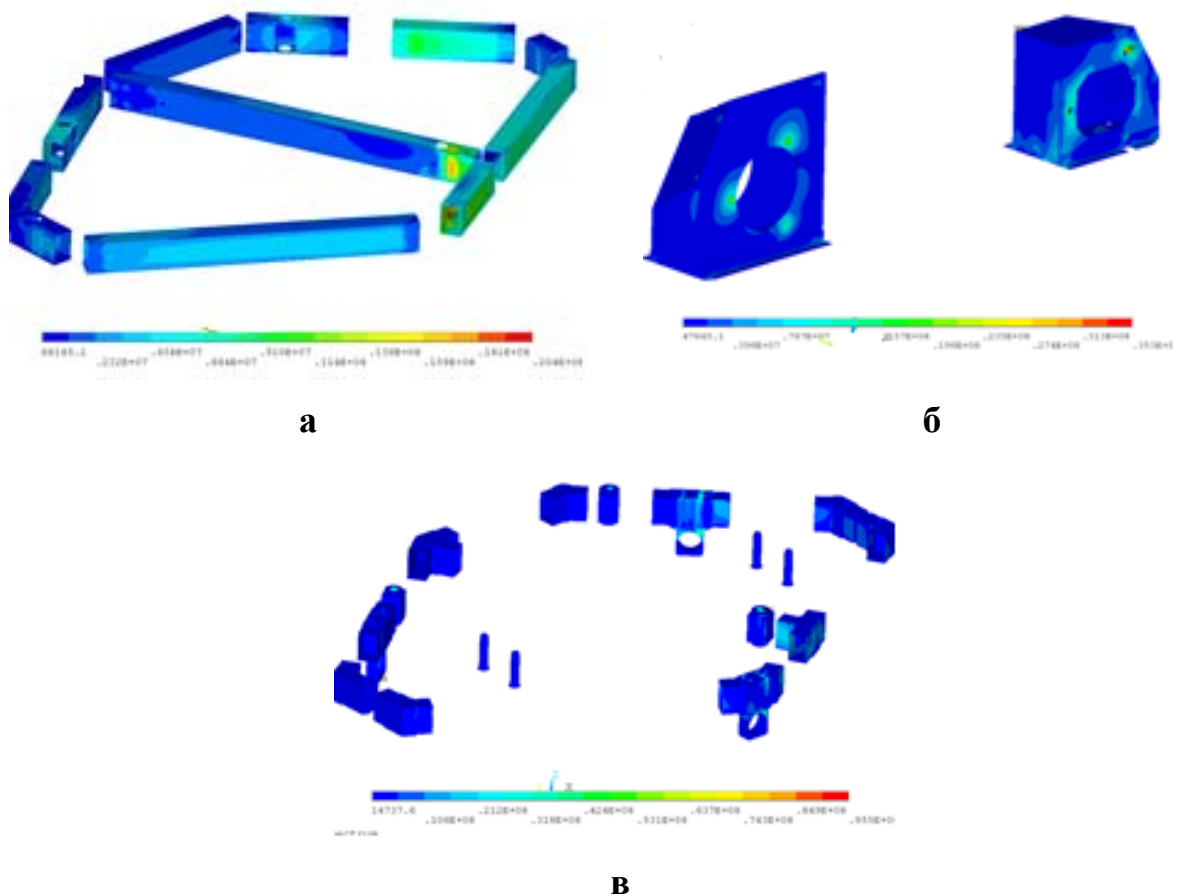


Рис.5.22 Амплітуди еквівалентних напружень за Мізесом панелі корпусу БКН для частоти вібрації 68.4 Гц із локальним максимумом: 20.4 МПа в трубах з вуглепластику (а); 35.3 МПа в кронштейнах з вуглепластику (б); 95.5 МПа у фітінгах і втулках (в)

5.5 Характеристики напружено-деформованого стану панелі корпусу блока корисного навантаження КА при вібраціях випадкового характеру

Для моделювання випадкових вібрацій використали метод спектральної щільності потужності. При модальному аналізі обмежувалися першими 30-ю модами, які перекривають діапазон власних частот 56 – 707 Гц, заданий у ТЗ. Приймали демпфірування 5% для всіх мод. Задавали випадкові вібрації (табл.5.5), які передаються через три ковзні опори в напрямку осей X , Y , Z .

Таблиця 5.5

Параметри випадкових вібрацій (відповідно до ТЗ)

Смуга частот, Гц	Спектральна щільність потужності прискорень, g^2 / Hz
20 – 150	0.005 – 0.04
150 – 800	0.04
800 – 2000	0.04 – 0.008

Результати розрахунків (ANSYS APDL) представлені на рис.5.23 – рис.5.29 середньоквадратичними відхиленнями (значеннями 1σ) для переміщень і еквівалентних напружень за Мізесом.

Максимальне середньоквадратичне значення (СКЗ) переміщень 0.602 мм має місце в кутовій точці правого кронштейна (рис.5.23). Максимальні СКЗ еквівалентних напружень за Мізесом в основних елементах конструкції наведені в табл.5.6.

Слід зазначити, що максимуми СКЗ еквівалентних напружень за Мізесом 78.7 МПа спостерігаються в кронштейнах біля опор начіпних елементів (рис.5.29). СКЗ напружень у стільниковому наповнювачі характеризується максимумами до 34.1 МПа (рис.5.25) біля отворів для закладних деталей. СКЗ напружень у вуглепластикових пластинах мають виражені локальні максимуми біля отворів (рис.5.28).

Таблиця 5.6

Максимальні середньоквадратичні значення еквівалентних напружень за Мізесом при випадкових вібраціях

№	Елемент конструкції	1σ значення еквівалентних напружень за Мізесом, МПа	Примітка
1	Стільниковий наповнювач	34.1	Рис.5.25
2	Вуглепластикові труби	25.4	Рис.5.26
3	Фітинги та втулки	73.2	Рис.5.29
4	Вуглепластикові пластини	67.2	Рис.5.27
5	Вуглепластикові кронштейни	78.7	Рис.5.28

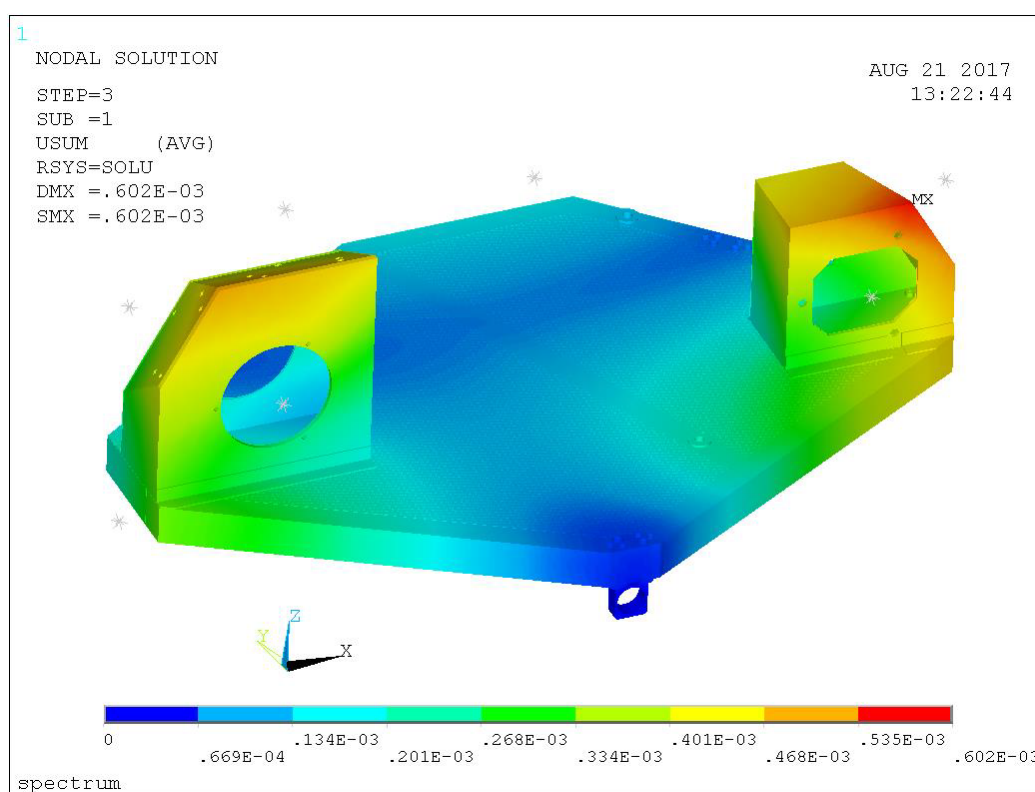


Рис.5.23 СКЗ (значення 1σ) переміщень, $U_{\max} = 0.602$ мм

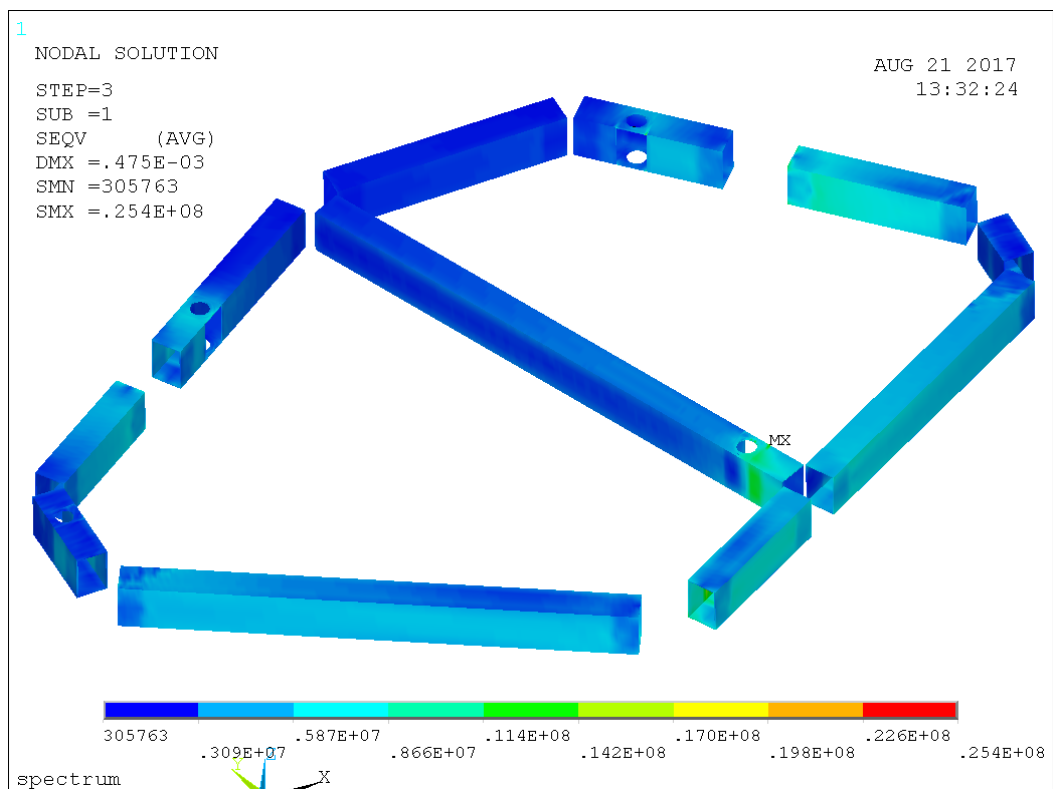
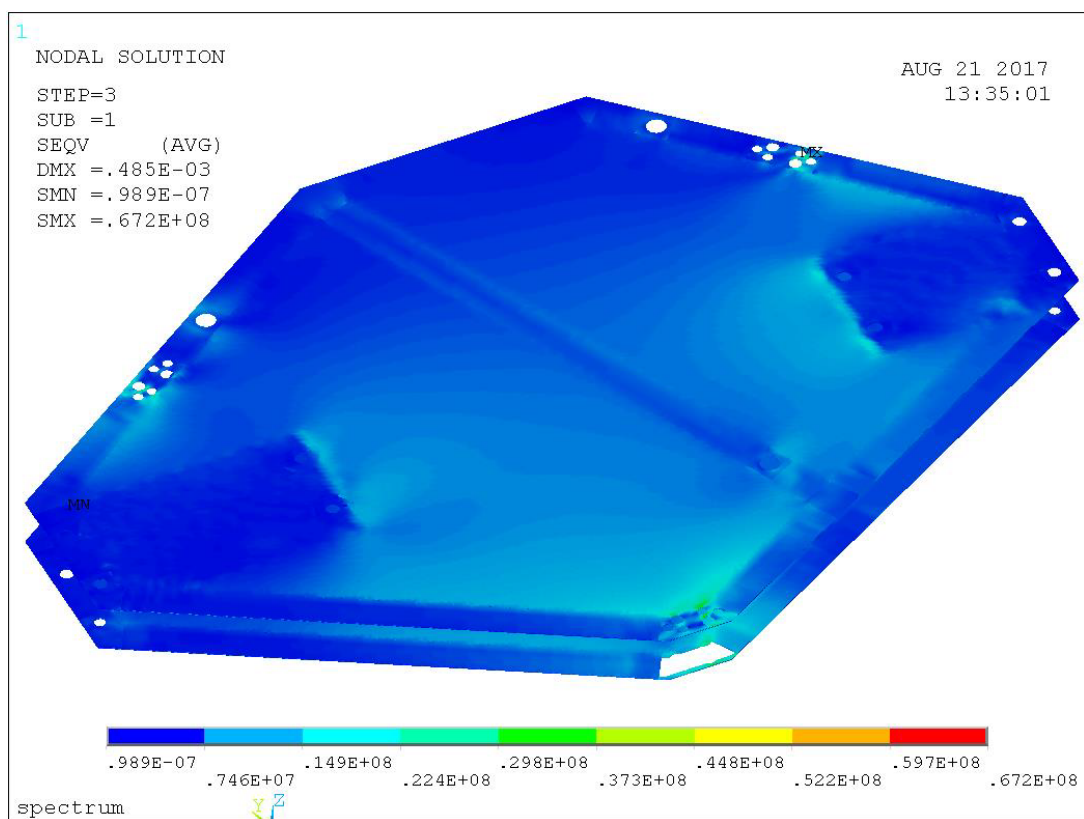
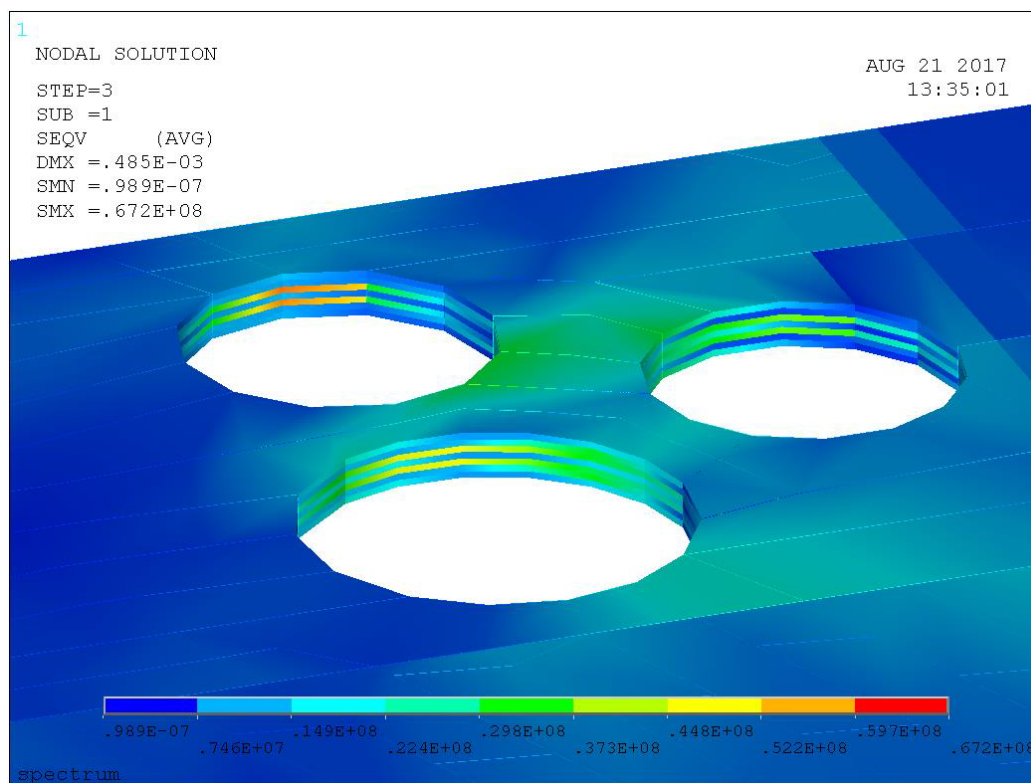


Рис.5.26 СКЗ (значення 1σ) еквівалентних напружень за Мізесом у вуглепластикових трубах, локальний максимум до 25.4 МПа

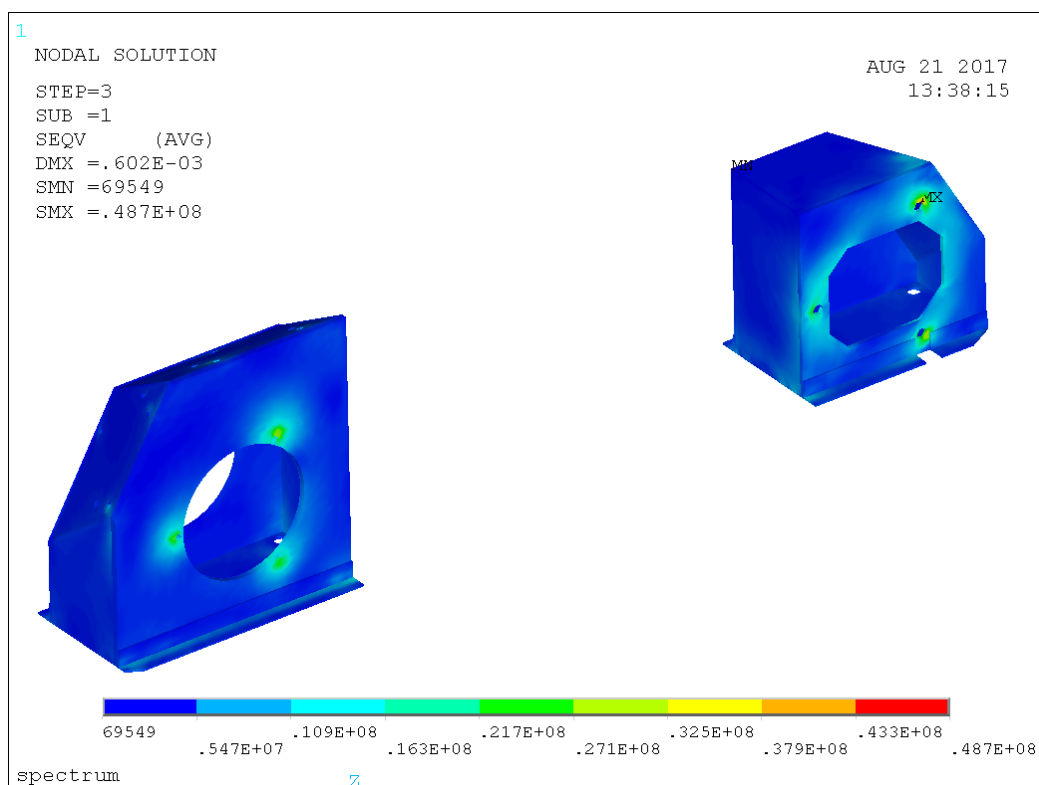


a

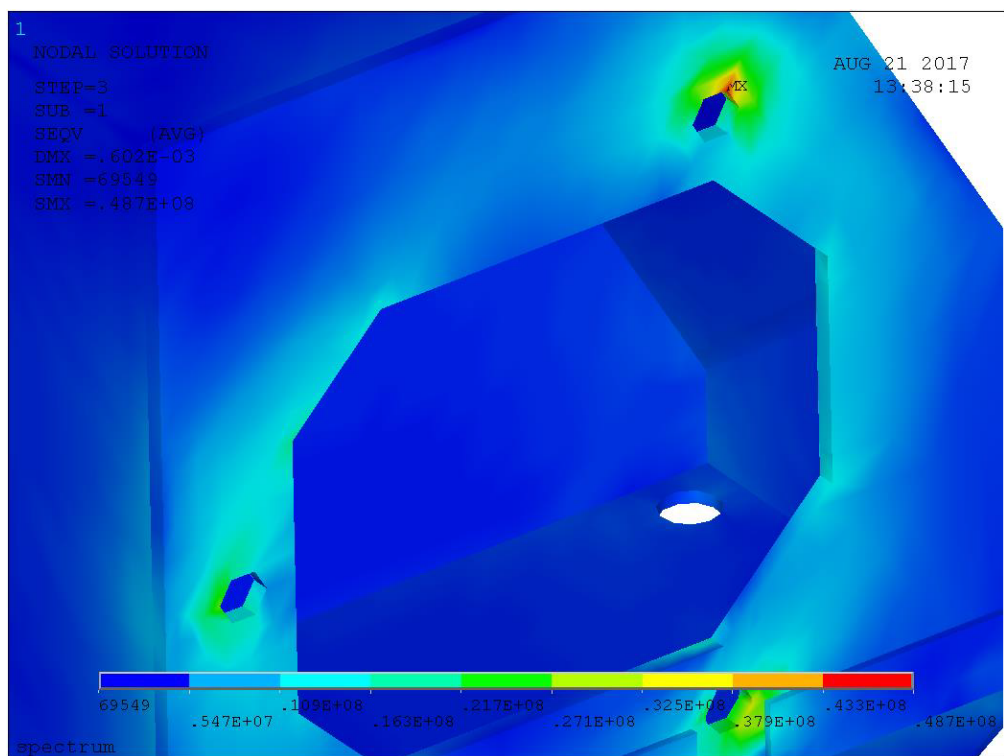


б

Рис.5.27 СКЗ (значення 1σ) еквівалентних напружень за Мізесом у вуглепластикових пластинах, в отворах локальний максимум до 67.2 МПа (а – повне зображення, б – збільшене зображення у отворів)



а



6

Рис.5.28 СКЗ (значення 1σ) еквівалентних напружень за Мізесом у вуглепластикових кронштейнах, локальний максимум до 78.7 МПа

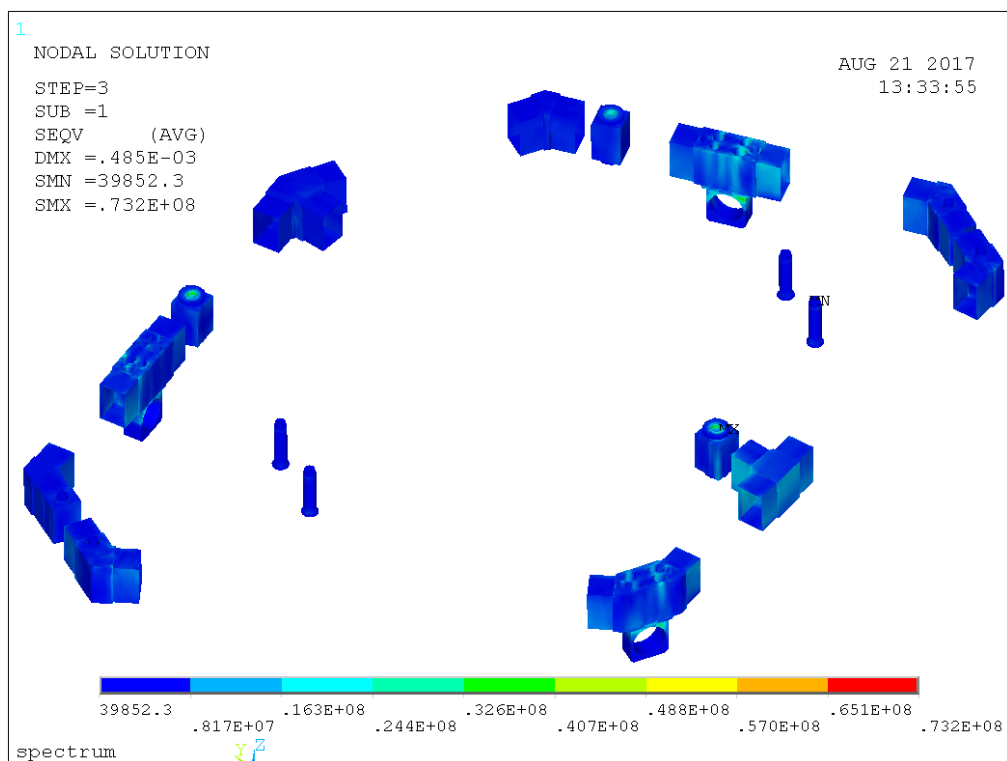


Рис.5.29 СКЗ (значення 1σ) еквівалентних напружень за Мізесом у фітингах і втулках, локальний максимум до 73.2 МПа

5.6. Міцність та стійкість елементів панелі корпусу блока корисного навантаження КА при інерційному навантаженні та вібраціях гармонійного та випадкового характеру

За еквівалентні напруження σ_{ekv} приймали величини еквівалентних напружень за Мізесом. Напруження σ_{ekv} одержували як суму статичних $\sigma_{VM, static}$, викликаних статичним інерційним навантаженням від прискорення ракети-носія (див. підрозділ 5.2) і динамічних 3σ значень, викликаних вібраціями гармонійного $\sigma_{VM, harm}$ (див. підрозділ 5.4) та випадкового $\sigma_{VM, rv}$ (див. підрозділ 5.5) характеру, напружень за Мізесом:

$$\sigma_{ekv} = \sigma_{VM, static} + \max\{\sigma_{VM, harm}, 3\sigma_{VM, rv}\}. \quad (5.1)$$

Умова міцності:

$$\sigma_{ekv} \leq [\sigma] = \min\{\sigma_T / \eta_T, \sigma_B / \eta_B\}, \quad (5.2)$$

де $[\sigma]$ – напруження, що допускаються, які дорівнюють меншому зі значень, визначених по умовній границі текучості $\sigma_T = \sigma_{0.2}$ або по тимчасовому опору матеріалу σ_B при коефіцієнтах безпеки η_T й η_B .

Механічні властивості матеріалів і прийняті коефіцієнти безпеки [17] наведені в таблиці 5.7. Згідно [17] при старті й польоті КА на ділянці виведення коефіцієнти безпеки варто приймати рівними 1.3.

Для всіх матеріалів пластичні деформації не допускаються, тому для пластичних матеріалів (алюмінієва фольга стільникового наповнювача, титан фітінгів та втулок) використовують коефіцієнт безпеки η_T . Для крихких композиційних матеріалів з вуглепластику η_T не вводиться, а застосовується коефіцієнт безпеки η_B , причому для цих матеріалів додатково вводиться множник $K \geq 1.2$, тому $\eta_B \geq 1.3 \cdot 1.2 = 1.56$.

Максимуми еквівалентних напружень σ_{ekv} , що обчислені за формулою (5.1), наведені в таблиці 5.8. Там же дана оцінка міцності за критерієм (5.2).

Таблиця 5.7

Механічні властивості, прийняті коефіцієнти безпеки та допустимі напруження

№	Елемент конструкції	Матеріал	$\sigma_{0.2}$, МПа	σ_B , МПа	η_T	η_B	$[\sigma]$, МПа
1	Стільниковий наповнювач 5056-6-23	Алюмінієва фольга 5056	152	290	1.3	–	117
2	Фітинги та втулки	Сплав ВТ-6	880	950	1.3	–	677
3	Вуглепластикові пластини, труби, кронштейни	Вуглепластик	–	900	–	1.56	576

Таблиця 5.8

Оцінка міцності елементів панелі корпусу блоку корисного навантаження КА

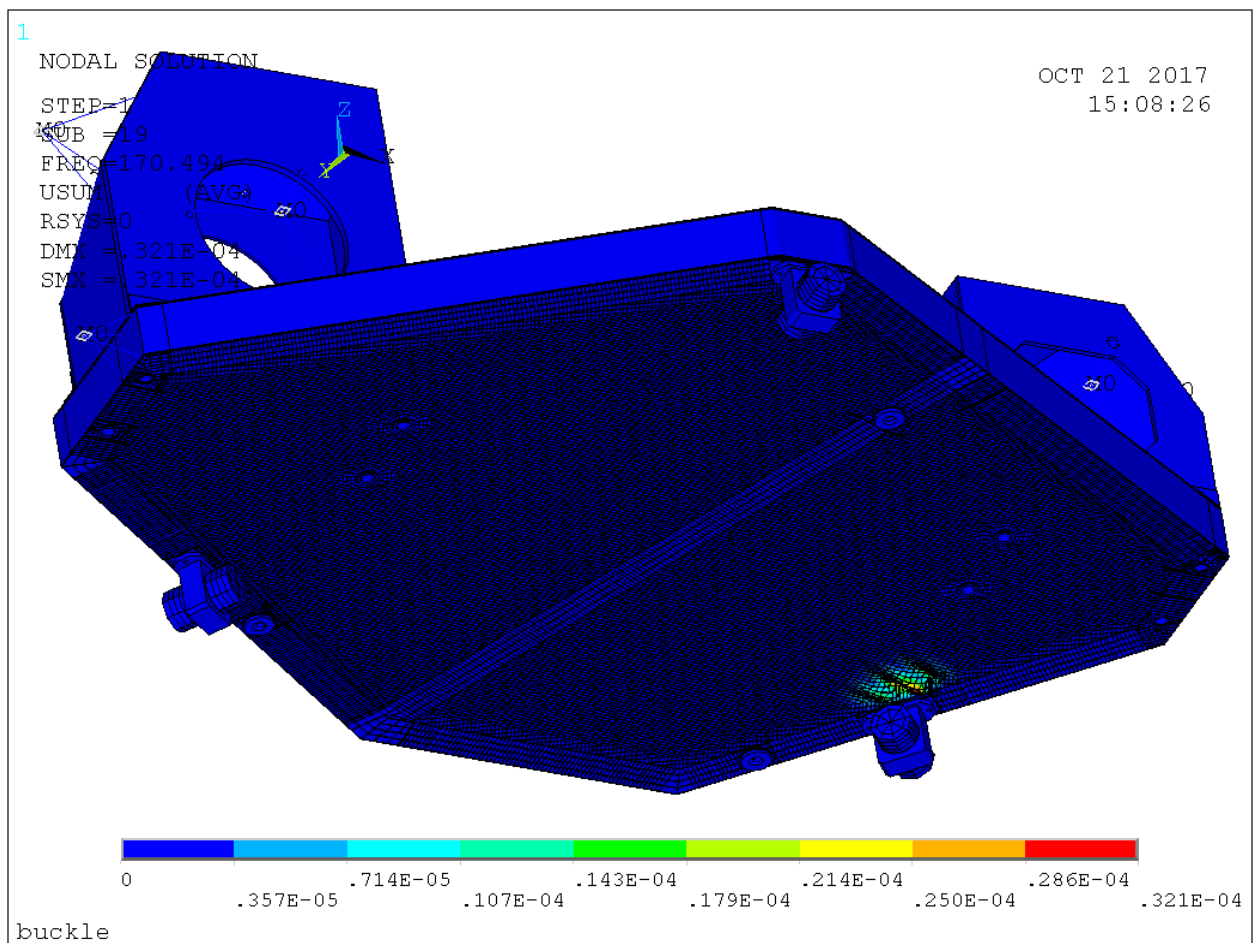
№	Елемент конструкції	Максимуми еквівалентних напружень σ_{ekv} , МПа	Допустимі напруження $[\sigma]$, МПа	Умова міцності, $\sigma_{ekv} \leq [\sigma]$
1	Стільниковий наповнювач	$45.4+3*34.1=147.7$	117	Не виконано
2	Вуглепластикові труби	$24.7+3*25.4=100.9$	692	Виконано
3	Фітинги та втулки	$67+3*73.2=286.6$	677	Виконано
4	Вуглепластикові пластини	$57+3*67.2=258.6$	692	Виконано
5	Вуглепластикові кронштейни	$13.2+3*78.7=249.3$	692	Виконано

Умова міцності виконується, крім як для стільникового заповнювача.

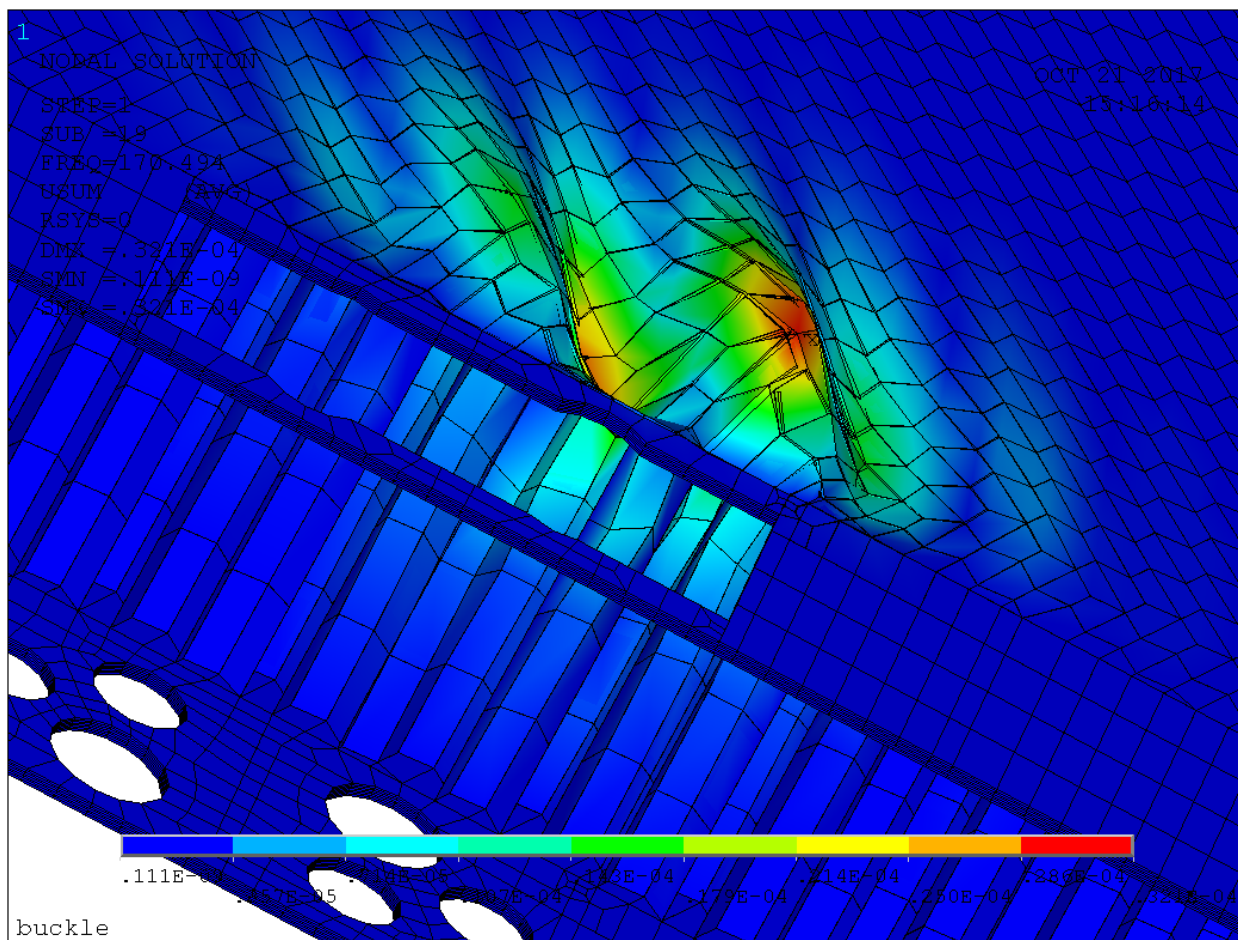
За результатами розрахунків місце порушення умови міцності було конструктивно перероблено (підсилено), що дозволило виконати ці умови.

Також слід зазначити, що для стінок стільникового наповнювача необхідно виконати розрахунок на пружну стійкість.

Результати аналізу пружної стійкості елементів панелі корпусу блока корисного навантаження КА за методом Ейлера при статичному навантаженні (див. підрозділ 2.9) представлені на рис.5.30. Втрата стійкості має місце при коефіцієнті мультиплікації вихідного навантаження $FREQ=170$. При цьому вона відбувається в нижньої вуглепластикової пластині панелі біля правої ковзної опори (рис.5.30-б). Там мають місце згинні деформації. За умовою $FREQ \approx 1$ стійкість елементів панелі корпусу блока корисного навантаження КА забезпечується.



а



б

Рис.5.30 Втрата стійкості, FREQ=170

(а – повне зображення, б – збільшене зображення у місці втрати пружної стійкості стільникового наповнювача)

5.7 Висновки з розділу

1. Розроблена динамічна модель панелі корпусу блоку корисного навантаження КА з адекватним описом механічних властивостей матеріалів, топології стільникових структур, схем армування композиційних матеріалів із семи шарів стрічок з вуглепластику, може бути ефективно застосована для оцінки жорсткості та міцності конструкцій даного типу.

2. Отримано, що для досліджуваних режимів гармонійних коливань панелі корпусу БКН максимальні амплітуди поздовжніх вібраційних прискорень кронштейнів порядку 12g відповідають резонансним частотам

56.7 Гц та 68.6 Гц. При цьому максимальний коефіцієнт підсилення амплітуд поздовжніх вібраційних прискорень панелі корпусу БКН при 5% демпфіруванні дорівнює 16.

3. Отримано, що максимальне значення коефіцієнта підсилення прискорень центра мас сканера становить приблизно 11 і спостерігається на другій власній частоті 68.6 Гц поперечних коливань панелі корпусу БКН.

4. Отримано, що при вібраційному навантаженні максимальні амплітуди еквівалентних напружень за Мізесом ≤ 95.5 МПа мають місце в композитних пластинах, кронштейнах, трубах панелі корпусу БКН.

5. Проведена оцінка міцності панелі корпусу БКН при дії на неї статичного інерційного навантаження від прискорення ракети-носія на етапі виведення КА на орбіту, а також динамічного, викликаного вібраціями гармонійного та випадкового характеру. Проведена (за методом Ейлера) оцінка стійкості панелі корпусу БКН. Визначено, що у однієї з опор панелі умова міцності не виконується для зони кріплення стільника до композитної пластини.

Результати розробок цього розділу опубліковані в статті [62] та докладалися на науково-технічній конференції [67].

ВИСНОВКИ

Основні наукові та практичні результати, отримані в дисертаційній роботі, полягають у наступному

Наукові:

1) розроблена наукова основа створення композиційних терморозміростабільних силових конструкцій;

2) розроблена наукова основа створення адекватних скінченно-елементних моделей композиційних терморозміростабільних силових конструкцій, проведена їх верифікація;

3) на основі розрахунків в ANSYS APDL визначені характеристики напружено-деформованого стану та проведена оцінка міцності панелі корпусу блока корисного навантаження космічного апарату "Січ-2М" при навантаженнях, виникаючих при запуску на орбіту космічного апарату (прискорення, гармонійна та випадкова вібрація).

Практичні:

1) розроблена методика прийняття обґрунтованих конструкторських рішень створення та вдосконалення композиційних терморозміростабільних силових конструкцій сканерів високої роздільної здатності для космічних апаратів;

2) розроблена методика обґрунтування скінченно-елементних моделей композиційних терморозміростабільних силових конструкцій сканерів високої роздільної здатності для космічних апаратів;

3) розроблена методика чисельного моделювання напружено-деформованого та збудженого стану композиційних терморозміростабільних силових елементів космічних апаратів зі сканерами високої роздільної здатності, яка дозволяє оцінювати їх жорсткість та міцність.

Методики числового моделювання, що розроблені в дисертаційній роботі, використовувалися при розробці проектної та конструкторської документації на КА серії "Січ" і "Мікросат" та були підтверджені при

статичних та динамічних випробуваннях конструкцій космічних апаратів "Січ-2-1" та "Мікросат", про що є відповідний акт від ДП "КБ "Південне", наведений у Додатку Б.

Практичне значення отриманих результатів підтверджено створенням реальних конструкцій сканерів високої роздільної здатності для космічного апарату "Січ-2М" з відповідним актом впровадження в ДП "КБ "Південне", наведеним у Додатку В.

Отримані в результаті виконання дисертаційної роботи результати можна кваліфікувати як вирішення важливого науково-технічного завдання, що полягає в розробці достовірних методик розрахунків, які дозволяють оцінювати жорсткість та міцність композиційних терморозміростабільних силових конструкцій сканерів високої роздільної здатності.

Ці методики є універсальними для аналогічних об'єктів космічного призначення.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Анализ схем армирования несущих слоев и рационального распределения материала в композитной панели солнечной батареи с сотовым заполнителем / В.Е. Гайдачук, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев, В.И. Сливинский, В.А. Коваленко, В.И. Кузоро // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2011 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2011. – С. 98–111.
2. Астанин В.В. Композиційні матеріали в конструкціях сучасних літальних апаратів / В.В. Астанин, А.В. Хоменко, О.А. Шевченко // Вісник НАУ, 2004. – 21. – № 3. – С. 46-52.
3. Бате К. Численные методы анализа и метод конечных элементов / К. Бате, Е. Вилсон // Пер. с англ. А.С. Алексеева и др.; Под ред. А.Ф. Смирнова. – М. : Стройиздат, 1982. – 448 с.
4. Бесчетников Д. А. Контактная задача для цилиндрической оболочки с бандажом из композитного материала / Д.А. Бесчетников, Г.И. Львов // Вісник Національного технічного університету "ХПІ". Серія: Динаміка та міцність машин, 2012. – т.1. – 65. – С. 19-25.
5. Биткин В.Е. Апробирование технологического комплекса изготовления силовых и высокоточных размеростабильных элементов конструкций интегрального типа из волокнистых композиционных материалов / В.Е. Биткин, А.В. Денисов, М.А. Денисова, О.Г. Жидкова, Е.В. Назаров, О.И. Рогальская, А.В. Мелентьев, И.А. Мизинова // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, 2014. т.16. №1(5).
6. Биткин В.Е. Проектирование размеростабильной несущей конструкции корпуса оптико-электронного модуля из углепластика для космического аппарата / В.Е. Биткин, О.Г. Жидкова, А.В. Денисов, А.В. Бородавин, Д.В. Митюшкина // Авиационная и ракетно-космическая техника.

Известия Самарского научного центра Российской академии наук, 2016. – т.18. – №4(3). – С. 571-577.

7. Биткина Е.В. Конструктивно-технологические методы создания размеростабильных космических композитных конструкций интегрального типа / Е.В. Биткина, А.В. Денисов, В.Е. Биткин // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, 2012. – т.14. – №4(2). – С. 555-560.

8. Болотин В.В. Механика многослойных конструкций / В.В. Болотин, Ю.Н. Новичков. – М.: Машиностроение, 1980. – 375 с.

9. Борщева Г.А. Структура и основные характеристики космической системы "Сич-2" / Г.А. Борщева, В.Н. Маслей, Ю.А. Шовкопляс, Е.Д. Ярмольчук // Государственно предприятие "Конструкторское Бюро "Южное" им. М.К. Янгеля" "Космическая техника. Ракетные вооружения": Научно–технический сборник. Выпуск 2(109). Днепропетровск, 2015. – С. 16-24.

10. Вайсерио М.В. Конструктивные особенности платформы малого космического аппарата "Січ-перспектива" / М.В. Вайсерио, М.Г. Добрушина, В.В. Кавун, В.Н. Маслей, С.И. Москалев, Ю.А. Шовкопляс, А.П. Щудро // Государственно предприятие "Конструкторское Бюро "Южное" им. М.К. Янгеля" "Космическая техника. Ракетные вооружения": Научно–технический сборник. Выпуск 2(109) , Днепропетровск, 2015. – С. 25-29.

11. Вайсерио М.В. Платформа малого космического аппарата нового поколения / М.В. Вайсерио, В.Н. Маслей, Ю.А. Шовкопляс, С.И. Москалев, В.В. Кавун, Д.А. Галабурда, М.Г. Добрушина, А.П. Щудро // 5-я Международная конференция "Космические технологии: настоящее и будущее". Тезисы докладов. 19-21 мая, Днепропетровск, Украина. – С. 36.

12. Васидзу К. Вариационные методы в теории упругости и пластичности / К. Васидзу // Пер. с англ. В.В. Кобелева и А.П. Сейраняна под ред. Н.В. Баничука. – М. : Мир, 1987. – 542 с.

13. Механика конструкций из композиционных материалов. / В.В. Васильев // М. : Машиностроение, 1988. – 272 с.

14. Вильдеман В.Э. Механика неупругого деформирования и разрушения композиционных материалов / В.Э. Вильдеман, Ю.В. Соколкин, А.А. Ташкинов // Под ред. Ю.В. Соколкина. М. : Наука – Физматлит, 1997. – 288 с.
15. Выбор рациональных параметров элементов конструктивно-силовой схемы каркаса тестовой панели солнечной батареи космического аппарата / В.В. Гаврилко, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. трудов Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Вып. 54. – Х., 2012. – С. 5-13.
16. ГОСТ 25602-80. Расчеты и испытания на прочность. Методы механических испытаний композиционных материалов с полимерной матрицей (композитов). Метод испытания на сжатие при нормальной, повышенной и пониженной температурах. – М. : Из-во стандартов, 1980. – 17 с.
17. ГОСТ Р 56514-2015. Нормы прочности автоматических космических аппаратов (2015), доступ: http://allgosts.ru/49/140/gost_r_56514-2015.pdf.
18. Дегтярев А.В. Применение композиционных материалов при создании перспективных образцов ракетной техники / А.В. Дегтярев, В.А. Коваленко, А.В. Потапов // Авиационно-космическая техника и технология, 2012. – № 2(89). – С. 34-38.
19. Джур О.Є. Полімерні композиційні матеріали в ракетно-космічній техніці / Є.О. Джур, Л.Д. Кучма, Т.А. Манько, В.Г. Сітало, Ф.П. Санін, А.Ф. Санін. – К. : Вища освіта, 2003. – 399 с.
20. Дифучин, Ю.М. Чисельне моделювання болтових з'єднань з ПКМ. Повідомлення 1. Створення змішаних 3D-моделей / Ю.М. Дифучин, К.М. Рудаков // Вісник НТУУ "КПІ". Сер. машинобудування. №2(77), 2016. – С. 100-107.
21. Добрушина М.Г. Аспекты разработки размеростабильной конструкции сканера высокого разрешения / М.Г. Добрушина, В.В. Кавун, Д.А. Галабурда, В.Н. Маслей, С.И. Москалев, И.Н. Боклагова, С.И. Кушниренко // Технологические системы, 2017. – № 3(80). – С. 87-92.

22. Добрушина М.Г. Обзор терморазмеростабильных конструкций космических аппаратов / М.Г. Добрушина, В.В. Кавун, С.И. Москалев, А.П. Щудро // Космическая техника. Ракетное вооружение, 2015. – Вып. 2(109). – С. 38-42.
23. Залетаев В.М. Расчет теплообмена космического аппарата // В.М. Залетаев, Ю.В. Капинос, О.В. Сургучев / М.: Машиностроение, 1979. – 208 с.
24. Зенкевич О. Конечные элементы и аппроксимация / О. Зенкевич, К. Морган // Пер. с англ. Б.И. Квасова; Под ред. Н.С. Бахвалова. – М.: Мир, 1986. – 318 с.
25. Зиновьев, П.А. Предельные возможности многослойных композитных структур / П.А. Зиновьев, А.А. Смердов // Изв. АН СССР. Механика твердого тела, 1994. – № 1. – С. 7-17.
26. Зиновьев, П.А. Предельные возможности композитных структур / П.А. Зиновьев, А.А. Смердов // Вестник МВТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение, 2005. – Спец. выпуск. – С. 106-128.
27. Иванов А.А. Новое поколение сотовых заполнителей для авиационно-космической техники / А.А. Иванов, С.М. Кашин, В.И. Семенов // М. : Энергоатомиздат, 2000. – 436 с.
28. Исследование терморазмеростабильности ферменных конструкций космических аппаратов / В.А. Коваленко, И.В. Малков, Г.В. Сыровой и др. // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Вып. 2(66). – Х., 2011. – С. 20-34.
29. Кавун В.В. Обеспечение терморазмеростабильности конструкций из композиционных материалов с использованием лазерно-оптических устройств / В.В. Кавун, А.Т. Кудреватых, А.С. Кулик, С.И. Москалев, Ю.В. Сохач, А.П. Щудро // Сборник тезисов VI Международной конференции "Космические технологии: настоящее и будущее". – Днепр, 2017. – С.75.
30. Каркас сканера высокой разрешающей способности из углепластика для крепления оптических элементов и узлов космического аппарата / А.Л.

Макаров, А.М. Потапов, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Вып.1(73). – Х., 2013. – С. 40-51.

31. Карпинос Д.М. Композиционные материалы. Справочник / Д.М. Карпинос. – Киев : Наукова думка, 1985. – 588 с.

32. Карпов Я.С. Методика расчета на прочность композиционных материалов при термомеханическом нагружении / Я.С. Карпов, В.Г. Ставиченко // Проблемы прочности, 2010. – №4. – С. 154-164.

33. Квалиметрические показатели основных этапов жизненного цикла конструкций ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов / В.Е. Гайдачук, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев и др. // Композиционные материалы в промышленности: сб. материалов 32 междунар. науч.-практ. конф., Ялта 4–8 июня 2012 г. / Украинский информационный Центр "Наука. Техника. Технология". – К., 2012. – С. 302-303.

34. К вопросу проектирования сверхлегких панелей солнечных батарей / А.Л. Макаров, А.М. Потапов, В.А. Коваленко и др. // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2011 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2011. – С. 156-157.

35. Климакова Л.А. Возможности использования углепластиков в термостабильных структурах прецизионных конструкций / Л.А. Климакова, А.О. Половый // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. "Машиностроение", 2008. – №2.

36. Коваленко В.А. Исследование температурного напряженно-деформированного состояния композитных панелей при различной степени термонеравновесности их структуры / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, А.А. Кичка // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных

аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Вып. 2 (70). – Х., 2012. – С. 20-33.

37. Коваленко В.А. Применение полимерных композиционных материалов в изделиях ракетно-космической техники как резерв повышения ее массовой и функциональной эффективности / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев // Авиационно-космическая техника и технология, 2011. – № 5(82). – С. 14–20.

38. Композиционные материалы в разработках ГП "КБ Южное" / А.М. Потапов, В.А. Коваленко, Ю.Г. Артеменко и др. // Композиционные материалы в промышленности: сб. материалов 30 междунар. науч.-практ. конф., Ялта 7–11 июня 2010 г. / Украинский информационный Центр "Наука. Техника. Технология". – К., 2010. – С. 111-119.

39. Композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов / Под. ред. А.Л. Абибова. – М. : Машиностроение, 1975. – 272 с.

40. Композиционные материалы в ракетно-космическом аппаратостроении / Г. П. Гардымов, Е. В. Мешков, А. В. Пчелинцев и др. / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.П. Гардымова и д-ра техн. наук, проф. Е.В. Мешкова. СПб. : СпецЛит, 1999. – 271 с.

41. Композиционные материалы. Т. 3 / под ред. Л. Браутмана и Р. Крока // Применение композиционных материалов в технике. – М. : Машиностроение, 1978. – 510 с.

42. Кондратьев А.В. Концепция оптимального проектирования изделий авиакосмической техники из полимерных композиционных материалов / А.В. Кондратьев // Системні технології: регіональний міжвузів. зб. наук. праць. – Вып. 4 (75). – Днепропетровск, 2011. – С. 28-34.

43. Кондратьев А.В. Обзор и анализ мировых тенденций и проблем расширения применения в агрегатах ракетно-космической техники полимерных композиционных материалов // А.В. Кондратьев, В.А. Коваленко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч.

тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Вып. 3 (67). – Х., 2011. – С. 7-18.

44. Кондратьев А.В. Состояние проблемы научного обеспечения эффективной технологии производства агрегатов ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов / А.В. Кондратьев, В.А. Коваленко // Авиационно-космическая техника и технология, 2011. – № 6(83). – С. 17-25.

45. Кондратьев А.В. Терморазмеростабильность корпуса сканера высокой разрешающей способности космического аппарата из трехслойных панелей с углесотопластом / А.В. Кондратьев, М.Е. Харченко // Авиационно-космическая техника и технология, 2014, №1. – С. 99-103.

46. Корпус СВРС 03.1019. Комплексная программа экспериментальной отработки 03.1019.13.0412.311 КПЭО. ГП "КБ "Южное им.М.К. Янгеля", 2016. – 30 с.

47. Корпус СВРС 03.1019. Расчет на прочность. 03.1019 03.1019.0000.0000.00.0 Р14. ГП "КБ "Южное им.М.К. Янгеля", 2016. – 51 с.

48. Крайнова И.В. Разработка и идентификация математических моделей теплопереноса в экранно-вакуумной теплоизоляции космических аппаратов. Автореф. дис. канд. техн. наук. М. : МАИ (НИУ), 2015. – 24 с.

49. Кулик А.С. Исследование коэффициента температурного расширения оболочечной конструкции из углепластика / А.С. Кулик, В.В. Кавун, С.И. Москалев, А.Ф. Санин, Ю.В. Сохач, А.П. Щудро // Сборник тезисов 16 Украинской конференции по космическим исследованиям. – Одесса, 2016. – С.112.

50. Кулик А.С. Исследование терморазмеростабильности сотопанельной несущей конструкции оптической полезной нагрузки с использованием лазерно-оптических устройств / А.С. Кулик, В.Н. Маслей, В.В. Кавун, А.Т. Кудреватых, С.И. Москалев, Ю.В. Сохач, А.П. Щудро // 17-та Українська конференція з космічних досліджень, Тезиси докладів. 21-25 серпня 2017, м. Одеса, Україна. – С. 133.

51. Кучер Н.К. Об особенностях расчета деформирования слоистых композитов при низких и криогенных температурах / Н.К. Кучер, М.Н. Заразовский, Е.Л. Данильчук // Надежность и долговечность машин и сооружений, 2012. – Вип. 36. – С. 157-170.

52. Кучер Н.К. Деформирование и прочность слоистых углепластиков при статическом термомеханическом нагружении / Н.К. Кучер, М.Н. Заразовский, Е.Л. Данильчук // Механика композитных материалов, 2012. – т. 48, № 6. – С. 963-980.

53. Кучер Н.К. Особенности определения характеристик упругости и прочности слоистых углепластиков, армированных тканями / Н.К. Кучер, М.Н. Заразовский, Е.Л. Данильчук // Проблемы прочности, 2016. – т. 48, № 3. – С. 25-34.

54. Рубашевський В.В. Аналіз методів визначення констант пружності однонаправленого шару композиційних матеріалів / В.В.Рубашевський, М.М. Заразовський, С.М. Шукаєв // Mechanics and Advanced Technologies, 2017. – Vol. 80, #2. – P. 107-112.

55. Легкий и прочный конструкционный материал для ракетно-космической техники / В. И. Сливинский, А. В. Кондратьев, В. А. Коваленко, А. И. Алямовский // Композиционные материалы в промышленности: сб. материалов 31 междунар. науч.-практич. конф., Ялта 6–10 июня 2011 г. / Украинский информационный Центр "Наука. Техника. Технология". – Киев, 2011. – С. 407-409.

56. Лепихин П.П. Методы и результаты анализа напряженно-деформированного состояния и прочности многослойных толстостенных анизотропных цилиндров при динамическом нагружении (обзор). Сообщение 3. Феноменологические критерии прочности / П.П. Лепихин, В.А. Ромашенко // Проблемы прочности, 2013. – №3. – С. 24-41.

57. Макаров А.Л. Анализ напряженно-деформированного состояния корпуса из углепластика сканера высокой разрешающей способности для космического аппарата / А.Л. Макаров, А.М. Потапов, В.А. Коваленко, А.В.

Кондратьев // Авиационно-космическая техника и технология, 2013, № 5(102). – С. 32-39.

58. Малмейстер А.К., Тамуж В.П., Тетерс Г.А. Сопротивление полимерных и композитных материалов. 3-е изд., перераб. и доп. – Рига: Зинатне, 1980. – 572 с.

59. Малоземов В.В. Тепловой режим космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1980. – 232 с.

60. Малоземов, В.В. Системы терморегулирования космических аппаратов / В.В. Малоземов, Н.С. Кудрявцева // М. : Машиностроение, 1995. 112 с.

61. Маслей В.Н. Анализ прочности композитной сотовой панели сканера космического аппарата при гармонических вибрациях на этапе выведения на орбиту / В.Н. Маслей, Н.Г. Крищук, А.С. Цыбенко // Mechanics and Advanced Technologies. #1 (82), 2018. С. 34-42.

62. Маслей В.Н. Анализ терморазмеростабильной несущей конструкции прибора полезной нагрузки космического аппарата / В.Н. Маслей, А.С. Кулик // Научно-технический журнал "Авиационно-космическая техника и технология" национального аэрокосмического университета имени Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", Харьков, 2017. – Вып. 5(140). – С. 31-35.

63. Маслей В.Н. Імітаційне моделювання в задачах проектування термостабільних конструкцій сканерів високої здатності із композиційних матеріалів / В.Н. Маслей, М.Г. Крищук // Матеріали XVIII Міжнародної науково-технічної конференції: "Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта" 29 червня - 01 липня, 2017 р. м. Київ, Україна. С. 15-16.

64. Маслей В.Н. Определение динамических характеристик многослойных углепластиковых пластин конструкции сканера высокого разрешения / В.Н. Маслей, М.Г. Крищук // Mechanics and Advanced Technologies. #2 (80), 2017. – С. 45-51. DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2521-1943.2017.80.109689>

65. Маслей В.Н. Методы проектирования изделий из полимерных композиционных материалов / В.Н. Маслей, А.С. Кулик // Космічна наука і технологія [Space Science and Technology], 2017. – т. 23. – № 5(108). – С. 44-48.

66. Маслей В.Н. Особенности создания терморазмеростабильных конструкций из композиционных материалов / В.Н. Маслей, А.С. Кулик, В.С. Хорошилов, В.М. Попель // Матеріали XVIII Міжнародної науково-технічної конференції: "Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта" 29 червня - 01 липня, 2017, Київ, Україна. – С. 86-87.

67. Маслей В.Н. Моделирование гармонических и случайных вибраций панельной платформы сканера космического аппарата на этапе выведения / В.Н. Маслей, Н.Г. Кришук, А.С. Цыбенко // Матеріали XIX Міжнародної науково-технічної конференції: "Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта" 19 – 22 червня, 2018, Київ, Україна. – С. 197-200.

68. Межслойные эффекты в композитных материалах // Под ред. Н. Пейгано / Пер. с англ. – М.: Мир, 1993. – 346 с.

69. Методика проведения верификации выполнения условий ТТЗ после каждого полугодия эксплуатации в космосе. ГП "КБ "Южное", 2016.

70. Методика проектирования размеростабильной оболочечной конструкции из композиционного материала. ГП "КБ "Южное", 2016. №311/358-2016 М.

71. Механика композитных материалов и элементов конструкций. Том 1: Механика материалов / А.Н. Гузь, Л.П. Хорошун, Г.А. Ванин и др. Киев: Наук. думка, 1982. – 368 с.

72. Механика композитных материалов и элементов конструкций. Том 2: Механика элементов конструкций / А.Н. Гузь, Л.П. Хорошун, Г.А. Ванин и др. Киев: Наук. думка, 1983. – 464 с.

73. Механика композитов : В 12 т. / Под общ. ред. А. Н. Гузя. К. : Наукова думка. 1993 – Т. 3. : Статистическая механика и эффективные свойства материалов / Л. П. Хорошун, Б.П. Маслов, Е. Н.Шикула и др.; Под ред. Л.П. Хорошун, 1993. – 388 с.

74. Моваггар А. Энергетическая модель усталостной прочности композиционных материалов / А. Моваггар, Г.И. Львов // Вісник Національного технічного університету "ХПІ". Серія: Динаміка та міцність машин, 2010. – т.1. – 37. – С. 111-122.

75. Модель сетчатой конструктивно-силовой схемы каркаса тестовой панели солнечной батареи космического аппарата / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, М.А. Шевцова и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. трудов Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Вып. 58. – Х. : ХАИ, 2013. – С. 89-97.

76. Мэттьюз Ф., Ролингс Р. Композитные материалы. Механика и технология. М.: Техносфера, 2004. – 408с.

77. Нарусберг В.Л. Устойчивость и оптимизация оболочек из композитов / В.Л. Нарусберг, Г.А. Тетерс. Рига : Зинатне, 1988. – 297 с.

78. Немировский Ю.В. Прочность элементов конструкций из композитных материалов / Ю.В. Немировский, Б.С. Резников / Отв. Ред. Е.И. Шемякин. Новосибирск : Наука. Сибирское отделение, 1986. – 165 с.

79. Нотон Б. Композиционные материалы: В 8 т. – М. : Мир, 1988. – Т. 3: Применение композиционных материалов в технике / Пер. с англ.; Под. ред. Э. Фитцера. – 336 с.

80. Образцов И.Ф. Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов / И.Ф. Образцов, В.В. Васильев, В.А. Бунаков. М. : Машиностроение, 1977. – 144 с.

81. Оценка несущей способности композитного фитинга системы разделения отсеков ракетносителей / А.В. Дегтярев, А.П. Кушнарв, В.В. Гаврилко, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов // Космическая техника. Ракетное вооружение: науч.-техн. сб. ГП "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля". – Вып. 1. – Днепропетровск, 2013. – С. 18-21.

82. Панин, В. Ф. Конструкции с сотовым наполнителем / В.Ф. Панин. – М.: Машиностроение, 1980. – 228 с.

83. Панин В.Ф. Конструкции с заполнителем: Справочник / В.Ф. Панин, Ю.А. Гладков // М.: Машиностроение, 1991. — 272 с.

84. Перспективы создания размеростабильных прецизионных конструкций космического назначения / В.А. Коваленко, А.М. Потапов, Л.П. Потапович и др. // Перспективы космических исследований Украины: сб. статей. — К. : Академперіодика, 2011. — С. 202-205.

85. Полимерные композитные конструкции / В.И. Демичев, В.А. Коваленко, И.В. Малков и др. // Материалы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее: в 3 т. — Т.2. Передовые технологии производства / В.В. Скороход, Н.А. Никифоров, С.В. Резник и др.; под ред. С.В. Резника. М.: Изд-во ИГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. — С. 86–160.

86. Потапов А.М. Композиты: перспективы использования в ракетно-космической технике / А.М. Потапов // Космічна наука і технологія, 2015. — т. 21. — № 5. — С.69-74.

87. Потапов А. М. Композиционные материалы в разработках ГП "КБ "Южное" / А.М. Потапов, Ю.Г. Артеменко, В.Г. Тихий и др. // Композиционные материалы в промышленности: Сб. матер. XX Междунар. конф., 7—11 июня 2010 г., Ялта. — К.: УИЦ "Наука. Техника. Технология", 2010. — С. 111-119.

88. Применение термостатированных сотовых конструкций в перспективных космических аппаратах и антенных системах / Г. Д. Кесельман, Е. Н. Данилов, Е. В. Патраев и др. // Конструкции из композиционных материалов. — № 3, 2005. — С. 10-13.

89. Проектирование форморазмеростабильных структур из полимерных композиционных материалов для конструкций космического назначения / А.В. Кондратьев, В.В. Кириченко, М.Е. Харченко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов, 2014. — Вып. 1. — С. 7-14. — Режим доступа: http://nbuv.gov.ua/UJRN/Pptvk_2014_1_3

90. Прочность, устойчивость, колебания: справ. в трех томах. Том 2. // Под ред. И.А. Биргера и Я.Г. Пановко. — М. : Машиностроение, 1968. — 463 с.

91. Работнов Ю.Н. Механика деформируемого твердого тела: Учеб. пособие для вузов / Ю.Н. Работнов. – М. : Наука, 1988. – 712 с.
92. Разработка макетного образца и технологии изготовления тестовой панели солнечной батареи космического аппарата / В.В. Гаврилко, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Вып. 3(71). – Х., 2012. – С. 110-117.
93. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро "Южное" / Под ред. С.Н. Конюхова // Днепропетровск : ООО "Колор-Граф", ООО РА "Тандем-У", 2001. – 240 с.
94. Расчет головного блока ракеты-носителя "Циклон-4" при различных случаях нагружения / В.Е. Гайдачук, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев, Е.В. Танчик, В.И. Сливинский, А.П. Кушнарев, В.А. Коваленко // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2011 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2011. – С. 91-97.
95. Расчет композитной панели солнечной батареи с сотовым наполнителем при различных случаях ее нагружения / В.Е. Гайдачук, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев, В.И. Сливинский, В.А. Коваленко, В.И. Кузоро // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2011 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2011. – С. 40-53.
96. Рудаков К.М. Чисельні методи аналізу в динаміці та міцності конструкцій: Навч. посібник / К.М. Рудаков // К. : НТУУ "КПІ", 2007. – 379 с.
97. Рудаков К.Н. FEMAP 10.2.0. Геометрическое и конечно-элементное моделирование конструкций / К.Н. Рудаков // К., 2011. – 317 с.
<http://www.cad.dp.ua/stats/FEMAP-102.php> .

98. Руководство для конструкторов по расчету объектов на прочность. ГП "КБ "Южное", 1972 г. Исх. №321/124.
99. Санін А.Ф. Розвиток ракетно-космічної техніки в Україні / А.Ф. Санін, Є.О. Джур, Л.Д. Кучма та ін. // Дніпропетровськ : АРТ-ПРЕС, 2002. – 402 с.
100. Сливинский, В. И. Влияние схемы армирования наполнителя на свойства углесотопласта / В. И. Сливинский, А. В. Кондратьев, М. Е. Харченко // Композитные материалы, 2012. – т. 6, № 1. – С. 33-40.
101. Создание облегченного углесотопласта / В. И. Сливинский, М. Е. Харченко, А. Ф. Санин, В. Е. Гайдачук, А. В. Кондратьев // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов V междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 5-7 июня 2013 г. // Днепропетровск, 2013. – С. 189-192.
102. Сотовые заполнители в конструкциях авиационно-космического назначения / В. И. Сливинский, В. С. Зевако, Г. В. Ткаченко, О. А. Карпикова // Космічна наука і технологія, 2008. – т.14, №3. – С. 101-107.
103. Сотовые заполнители и панельные конструкции космического назначения: моногр. В 2 т. Т. 1. Технологические несовершенства сотовых заполнителей и конструкций / А.В. Гайдачук, О.А. Карпикова, А.В. Кондратьев, М.В. Сливинский; под. ред. А.В. Гайдачука. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2012. – 279 с.
104. Справочник по композиционным материалам. В 2-х кн. Кн. 1 / Под ред. Дж. Любина; Пер. с англ. А.Б. Геллера, М.М. Гельмонта; Под ред. Б.Э. Геллера. – М. : Машиностроение, 1988. – 448 с.
105. Справочник по композиционным материалам: В 2-х кн. — М. Машиностроение, 1988. – Кн. 2. / Пер. с англ. А.Б. Геллера, М.М. Гельмонта; Под ред. Дж. Любина. – 580 с.
106. Степанов Н.В. Разработка методики проектирования опорных узлов для трехслойных сотовых платформ космических аппаратов: дис. ...

канд. техн. наук: 05.07.02, защищена 2007., утв. 2007 / Степанов Николай Викторович – Одесса, 2007. – 146 с.

107. Тактико-техническое задание (ТТЗ) концепции создания национальной космической системы оптико-электронного наблюдения Земли. ГП "КБ "Южное им.М.К. Янгеля", 2014. – 30 с.

108. Тарнопольский Ю.М. Методы статических испытаний армированных пластиков. 3-е изд. / Ю.М. Тарнопольский, Т.Я. Кинцис. – М. : Химия, 1981. – 271 с.

109. Теория упругости анизотропного тела / С.Г. Лехницкий // Изд. 2-е. М. : Главная редакция физ-мат. лит-ры изд-ва "Наука", 1977. – 416 с.

110. Технический проект. Аппарат космический "Січ-2М" КС5МФ8. Пояснительная записка. Часть 1. Аппарат космический. Книга 1. Пояснительная записка. Космический аппарат КС5МФ8 ПЗ 1.1. ГП "КБ "Южное им. М.К. Янгеля", 2016. – 112 с.

111. Технический проект. Аппарат космический "Січ-2М" КС5МФ8. Пояснительная записка. Часть 1. Аппарат космический. Книга 2. Конструкция космического аппарата КС5МФ8 ПЗ 1.2. ГП "КБ "Южное им.М.К. Янгеля", 2016. – 64 с.

112. Трощенко В.Т. Прочность материалов и конструкций / В.Т. Трощенко, Р.И. Куриат, А.А. Лебедев и др. // Киев : Академперіодика, 2005. – 1086 с.

113. Углесотопласт и сотовые конструкции на его основе для терморазмеростабильных изделий ракетно-космической техники / А.И. Алямовский, В.И. Сливинский, А.В. Кондратьев, М.Е. Харченко, Н.И. Копыла // Композитные материалы, 2013. – т.7. – № 1. – С. 33-43.

114. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов / Г.А. Молодцов, В.Е. Биткин, В.Ф. Симонов, Ф.Ф. Урмансов. – М. : Машиностроение, 2000. – 352 с.

115. Хан Х. Теория упругости: Основы линейной теории и ее применения / Х. Хан // Пер. с нем. Е.А. Когана; Под ред. Э.И. Григолюка. – М.: Мир, 1988. – 344 с.

116. Харченко М.Е. Обзор и анализ состояния разработки формостабильных композитных конструкций космического назначения / М.Е. Харченко // Системні технології: регіональний міжвузівський зб. наук. праць. – Вып. 4 (87). – Днепропетровск, 2013. – С. 180-186.
117. Хейдарифар М. Анализ предельной несущей способности конструкций с сотовым заполнителем / М. Хейдарифар, Д.В. Тиняков, В.И. Рябков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии, 2014, № 64. – С. 64-70.
118. Шимкович Д.Г. Расчет конструкций в MSC.visualNASTRAN for Windows. М.: ДМК Пресс, 2004. – 700 с.
119. Эскизный проект. Корпус сканера высокой разрешающей способности "Корпус-СВРЗ". Пояснительная записка. Основные характеристики корпуса сканера высокой разрешающей способности. "Корпус-СВРЗ" ПЗ. ГП "КБ "Южное им. М.К. Янгеля", 2009. – 103 с.
120. Эскизный проект. Корпус сканера высокой разрешающей способности "Корпус-СВРЗ". Альбом чертежей "Корпус-СВРЗ" АЧ. ГП "КБ "Южное им. М.К. Янгеля", 2009. – 64 с.
121. ANSYS Structural Analysis Guide ANSYS Release 12.1. (2009), available at : www.ansys.com/ .
122. ANSYS Theory. (2009), available at : www.ansys.com/
123. ASTM D 5229 – D 5229M-2004 “Standard Test Method for Moisture Absorption Properties and Equilibrium Conditioning of Polymer Matrix Composite Materials”.
124. ASTM D 5379, Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method.
125. Bathe K.J. (1996), Finite Element Procedures. Prentice Hall.
126. Crisfield M.A. (2000), Non-linear Finite Element Analysis of Solids and Structures. Volume 1. Essentials. Chichester: John Wiley & Sons, Inc.
127. Crisfield M.A. (2000), Non-linear Finite Element Analysis of Solids and Structures. Volume 2. Advanced Topic. Chichester: John Wiley & Sons, Inc.

128. ECSS-E-HB-32-20. Part 1A. Structural materials handbook – Part 1: Overview and material properties and applications. (2011), available at : http://www.ecss.nl/wp-content/uploads/handbooks/ecss-e-hb/ECSS-E-HB-32-20_Part1A.pdf .
129. ECSS-E-HB-32-20, Part 2A. Structural materials handbook – Part 2: Design calculation methods and general design aspects. (2011), available at : http://www.ecss.nl/wp-content/uploads/handbooks/ecss-e-hb/ECSS-E-HB-32-20_Part2A.pdf .
130. ECSS-E-HB-32-20, Part 3A. Structural materials handbook – Part 3: Load transfer and design of joints and design of structures. (2011), available at : http://www.ecss.nl/wp-content/uploads/handbooks/ecss-e-hb/ECSS-E-HB-32-20_Part3A.pdf .
131. ECSS-E-HB-32-26A. Space engineering Spacecraft mechanical loads analysis handbook. (2013), available at : http://www.vibrationdata.com/tutorials2/ECSS-E-HB-32-26A_19February2013.pdf .
132. ECSS-E-ST-10-03C. Space engineering Testing. (2012), available at: <http://everyspec.com/ESA/download.php?spec=ECSS-E-10-02C.047796.pdf> .
133. ECSS-E-ST-32-10C. Space engineering Structural factors of safety for spaceflight hardware. (2009), available at : http://everyspec.com/ESA/ECSS-E-ST-32-10C_REV-1_47761/ .
134. Hill R. (1964), “Theory of mechanical properties of fibre-strengthened materials: I. Elastic behavior”. J. Mech. Phys. Solids. Vol. 12. No. 4.
135. Kollar, L.P. and Springer, G.S. (2003), Mechanics of composite structures. Cambridge : Cambridge University Press.
136. Kulyk, A., Masley, V., Moskalov, S., Kavun, V., Sanin, A., Schudro, A. (2016), “Development of dimensionally stable structure of drawtube of optical device made of composite material”, 67-th International Astronautical Congress 2016 – Guadalajara, Mexico – IAC-16.C2.2.2.

137. Loos, A.C. and Springer, G.S. (1979), “Moisture Absorption of Graphite-epoxy composites immersed in liquids and in humid air”, Department of Mechanical engineering the University of Michigan.

138. Maslyey, V., Kulyk, A., Sanin, A., Moskal'ov, S., Kavun, V., Schudro, A. (2017), “Development of dimensionally stable structure of drawtube of optical device made of composite material”. European Commission funded International Workshop "Materials resistant to extreme conditions for future energy systems", 12-14 June 2017, Kyiv – Ukraine. p.72. Book of abstracts.

139. [Nastranhelp/pdf/basic_dynamics.pdf](#).

140. Slyvyns'kyi, V., Gajdachuk, V., Kirichenko, V., Kondratiev, A. (2012), “Basic parameters’ optimization concept for composite nose fairings of launchers”, 62-nd International Astronautical Congress, IAC 2011. Cape Town, 3-7 October 2011. Red Hook, NY : Curran. Vol. 9.

141. Slyvynskyi, V.I., Alyamovskyi, A.I., Kondratiev, A.V., Kharchenko, M.E. (2012), “Carbon honeycomb plastic as light-weight and durable structural material” 63-th International Astronautical Congress 2012 – Naples, Italy – IAC-12.C2.4.6.

142. Trigo, (1996) “Dimensional stability characterisation of carbon fiber with epoxy and cyanate ester resin laminates due to moisture absorption”, Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Engineering.

143. Zienkiewicz, O.C. and Taylor, R.L. (2000), The Finite Element Method. Volume 1: The Basis. Oxford : BH.

144. Zienkiewicz, O.C. and Taylor, R.L. (2000), The Finite Element Method. Volume 2: Solid Mechanics. Oxford : BH.

ДОДАТОК А

Список публікацій здобувача за темою дисертації

Наукові праці, в яких опубліковані основні результати дисертації

1. Борщева Г.А. Структура и основные характеристики космической системы "Сич-2" / Г.А. Борщева, В.Н. Маслей, Ю.А. Шовкопляс, Е.Д. Ярмольчук // Государственно предприятие "Конструкторское Бюро "Южное" им. М.К. Янгеля". "Космическая техника. Ракетные вооружения": Научно-технический сборник. Выпуск 2(109). Днепропетровск, 2015. – С. 16-24. *Здобувачем написана частина статті про космічний апарат МС-2-8, проведено загальне редагування статті.*

2. Вайсерио М.В. Конструктивные особенности платформы малого космического аппарата "Січ-перспектива" / М.В. Вайсерио, М.Г. Добрушина, В.В. Кавун, В.Н. Маслей, С.И. Москалев, Ю.А. Шовкопляс, А.П. Щудро // Государственно предприятие "Конструкторское Бюро "Южное" им. М.К. Янгеля". "Космическая техника. Ракетные вооружения": Научно-технический сборник. Выпуск 2(109), Днепропетровск, 2015. – С. 25-29. *Здобувачем написана частина статті зі загальним описом платформи та її основними характеристиками, проведено загальне редагування статті.*

3. Маслей В.Н. Методы проектирования изделий из полимерных композиционных материалов / В.Н. Маслей, А.С. Кулик // Космічна наука і технологія [Space Science and Technology], 2017. – Т. 23. – № 5(108). – С. 44-48. *Здобувачу належить ідея статті, формулювання завдань та керування розробкою методів проектування та розрахунків терморозміростабільних конструкцій КА, проведено загальне редагування статті.*

4. Добрушина М.Г. Аспекты разработки размеростабильной конструкции сканера высокого разрешения / М.Г. Добрушина, В.В. Кавун, Д.А. Галабурда, В.Н. Маслей, С.И. Москалев, И.Н. Боклагова, С.И. Кушниренко // Технологические системы, 2017. – № 3(80). – С. 87–92. (Входить до НМБ Index Copernicus, Open Academic Journals Index, General

Impact Factor та інші). *Здобувачу належить ідея статті, написані такі частини статті: Вступ, Постановка задачі та Висновки, проведено загальне редагування статті.*

5. Маслей В.Н. Анализ терморазмеростабильной несущей конструкции прибора полезной нагрузки космического аппарата / В.Н. Маслей, А.С. Кулик // Научно-технический журнал "Авиационно-космическая техника и технология" Национального аэрокосмического университета имени Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", Харьков, 2017. – 5/140. – С. 31-35. *Здобувачем проведено формулювання завдання, організація робот з розробки корпусу оптичного сканера оболонкового типу, керування підготовки та проведення натурних експериментів з визначення характеристик терморозміростабільності сканера, проведено загальне редагування статті.*

6. Маслей В.Н. Определение динамических характеристик многослойных углепластиковых пластин конструкции сканера высокого разрешения / В.Н. Маслей, М.Г. Кришук // Mechanics and Advanced Technologies. – #2(80), 2017. – С. 45-51. (Входить до НМБ РІНЦ, Index Copernicus). DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2521-1943.2017.80.109689> *Здобувачем проведено формулювання завдання, керування проведенням чисельних розрахунків пружних характеристик композиційної плити та верифікації розрахункових моделей цієї плити шляхом визначення власних частот та форм коливань, проведено загальне редагування статті.*

7. Маслей В.Н. Анализ прочности композитной сотовой панели сканера космического аппарата при гармонических вибрациях на этапе выведения на орбиту / В.Н. Маслей, Н.Г. Кришук, А.С. Цыбенко // Mechanics and Advanced Technologies. #1 (82), 2018. – С. 34-42. (Входить до НМБ РІНЦ, Index Copernicus). *Здобувачем проведено формулювання завдання, частини зі загальним описом об'єкта, вибір математичних моделей, керування проведенням обчислювальних експериментів з верифікації моделей панелі сканера КА, проведено загальне редагування статті.*

Наукові праці, що засвідчують апробацію матеріалів дисертації

1. Вайсєро М.В. Платформа малого космического аппарата нового поколения / М.В. Вайсєро, В.Н. Маслей, Ю.А. Шовкопляс, С.И. Москалев, В.В. Кавун, Д.А. Галабурда, М.Г. Добрушина, А.П. Щудро // 5-я Международная конференция "Космические технологии: настоящее и будущее". Тезисы докладов. 19-21 мая 2015 г., Днепропетровск, Украина. – С. 36.

2. Development of dimensionally stable structure of drawtube of optical device made of composite material / A. Kulyk, V. Masley, S. Moskalov, V. Kavun, A. Sanin, A. Schudro // 67-th International Astronautical Congress 2016. – Guadalajara, Mexico – IAC-16.C2.2.2.

3. Кулик А.С. Исследование терморазмеростабильности сотовпанельной несущей конструкции оптической полезной нагрузки с использованием лазерно-оптических устройств / А.С. Кулик, В.Н. Маслей, В.В. Кавун, А.Т. Кудреватых, С.И. Москалев, Ю.В. Сохач, А.П. Щудро // 17-та Українська конференція з космічних досліджень. Тези доповідей. 21-25 серпня 2017, м. Одеса, Україна. – С. 133.

4. Maslyey V. Development of dimensionally stable structure of drawtube of optical device made of composite material / V. Maslyey, A. Kulyk, A. Sanin, S. Moskal'ov, V. Kavun, A. Schudro // European Commission funded International Workshop "Materials resistant to extreme conditions for future energy systems", 12-14 June 2017, Kyiv – Ukraine. P. 72. Book of abstracts.

5. Маслей В.М. Імітаційне моделювання в задачах проектування термостабільних конструкцій сканерів високої здатності із композиційних матеріалів // В.М. Маслей, М.Г. Кришук // Матеріали XVIII Міжнародної науково-технічної конференції: "Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта" 29 червня - 01 липня, 2017 р. м. Київ, Україна. С. 15-16.

6. Маслей В.Н. Особенности создания терморазмеростабильных конструкций из композиционных материалов / В.Н. Маслей, А.С. Кулик, В.С. Хорошилов, В.М. Попель // Матеріали XVIII Міжнародної науково-технічної

конференції: "Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта" 29 червня – 01 липня, 2017, Київ, Україна. – С. 86-87.

7. Маслей В.Н. Моделирование гармонических и случайных вибраций панельной платформы сканера космического аппарата на этапе выведения / В.Н. Маслей, Н.Г. Кришук, А.С. Цыбенко // Матеріали ХІХ Міжнародної науково-технічної конференції: "Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта" 19 – 22 червня, 2018, Київ, Україна. – С. 197-200.

ДОДАТОК Б

ЗАТВЕРДЖУЮ

Заступник Генерального конструктора
Державного підприємства
«Конструкторське бюро «Південне»
імені М.К. Янгеля»



О.Е. Кашанов

2018 р.

АКТ

на підтвердження розрахункових методів, описаних у дисертаційній роботі
Головного конструктора і начальника проектно-конструкторського бюро космічних
апаратів, систем та комплексів Державного підприємства "Конструкторське бюро "Південне"
ім. М.К.Янгеля", м. Дніпро, Маслея Володимира Микитовича «Міцність композиційних
терморозміростабільних силових конструкцій космічних апаратів при динамічному
навантаженні», натурними експериментами

Комісія у складі:

Голова комісії – Шовкопляс Юрій Анатолійович – заступник Головного конструктора
КБ космічних апаратів, систем та комплексів ДП "КБ "Південне" ім. М.К.Янгеля" та членів
комісії – заступника Головного конструктора КБ космічних апаратів, систем та комплексів
ДП "КБ "Південне" ім. М.К.Янгеля" Білоусова Костянтина Георгійовича, начальника відділу
Галабурди Дмитра Анатолійовича, начальника сектору відділу, д.т.н., професора
Хорошилова Віктора Сергійовича, начальника сектора відділу Кореннова Юрія
Анатолійовича підтверджує, що розроблені у дисертаційній роботі Маслея В.М. «Міцність
композиційних терморозміростабільних силових конструкцій космічних апаратів при
динамічному навантаженні» методики числового моделювання напружено-деформованого
стану силових елементів конструкцій КА та частотних характеристик КА використовувались
про розробці проектної та конструкторської документації на КА серії "Січ" і "Мікросат" та
були підтверджені при статичних і динамічних випробуваннях конструкцій космічних
апаратів "Січ-2-1" та "Мікросат".

Результати статичних та динамічних випробувань, що підтверджують міцність
конструкцій КА та їх частотні характеристики відображено у звітах:

1. КС4МФ5.21.18356.321 ОТ – "Аппарат космический "Мікросат". Динамические
испытания на прочность конструкции. Технический отчет";
2. КС5МФ6.21.18339.321 ОТ – "Аппарат космический "Січ-2-1". Статические и
динамические испытания на прочность конструкции. Технический отчет".

Результати розрахункових методів, описаних в дисертаційній роботі, були
підтверджені результатами натурних випробувань. Було підтверджено міцність конструкцій
КА та відповідність розрахункових моделей натурним експериментам, а також правильність
вибору розрахункових методик по визначенню напружено-деформованого стану конструкцій
та власних частот коливань конструкцій КА у діапазоні частот від 4 до 200 Гц.

Голова комісії

Члени комісії

Ю.А. Шовкопляс

К.Г. Білоусов

Д.А. Галабурда

В.С. Хорошилов

Ю.А. Кореннов

ДОДАТОК В

ЗАТВЕРДЖУЮ

Заступник
Генерального конструктора
Державного підприємства
«Конструкторське бюро «Південне»
імені М.К. Янгеля»

О.Е. Кашанов
« 14 жовтня 2018 р.

АКТ

про впровадження наукових результатів дисертаційної роботи Головного конструктора і начальника проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства "Конструкторське бюро "Південне" ім. М.К. Янгеля", м. Дніпро Масля Володимира Микитовича «Міцність композиційних терморозміростабільних силових конструкцій космічних апаратів при динамічному навантаженні»

Комісія у складі:

Голова комісії – Шовкопляс Юрій Анатолійович – заступник Головного конструктора і начальника проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів ДП "КБ "Південне" ім. М.К. Янгеля" та членів комісії – заступника Головного конструктора і начальника проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів ДП "КБ "Південне" ім. М.К. Янгеля" Білоусова Костянтина Георгійовича, начальника відділу проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів ДП "КБ "Південне" ім. М.К. Янгеля" Галабурди Дмитра Анатолійовича, начальника сектору відділу проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів ДП "КБ "Південне" ім. М.К. Янгеля" д.т.н., професора Хорошилова Віктора Сергійовича, начальника сектору відділу проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів ДП "КБ "Південне" ім. М.К. Янгеля" Кореннова Юрія Анатолійовича розглянула дисертаційну роботу Масля В.М. "Міцність композиційних терморозміростабільних силових конструкцій космічних апаратів при динамічному навантаженні" та склала цей Акт у тому, що результати досліджень, виконаних здобувачем:

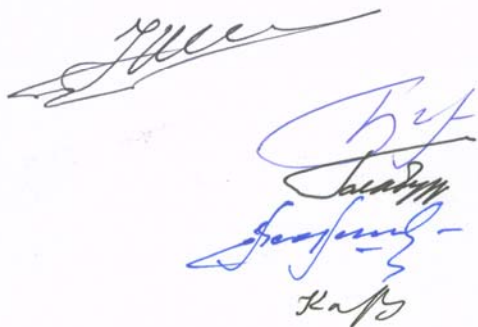
1. методика прийняття обґрунтованих конструкторських рішень, створення та вдосконалення силових терморозміростабільних (ТРС) конструкцій сканерів високої роздільної здатності (СВРЗ) для космічного апарату (КА);
2. методика створення обґрунтованих скінченно-елементних моделей силових ТРС конструкцій СВРЗ для КА;
3. методика чисельного моделювання напружено-деформованого та збудженого стану композиційних терморозміростабільних силових елементів КА зі СВРЗ

впроваджені в практиці робіт Державного підприємства "Конструкторське бюро "Південне" ім. М.К.Янгеля" при розробці космічних апаратів "Січ".

Впровадження здобувачем методик по пунктах 1, 2, 3 дозволило на основі розрахунків у програмному пакеті ANSYS визначити характеристики напружено-деформованого стану та оцінити жорсткість та міцність панелі корпусу блока корисного навантаження КА при динамічних навантаженнях, що виникають при запуску КА на орбіту.

Голова комісії

Члени комісії



Ю.А. Шовкопляс

К.Г. Білоусов

Д.А. Галабурда

В.С. Хорошилов

Ю.А. Кореннов